
**Entwicklung und Implementierung einer Reglerstrecke zur
Untersuchung und Kontrolle kritischer Systemübergänge in Echtzeit**

BACHELORARBEIT

für die Prüfung zum
BACHELOR OF SCIENCE

des Studiengangs Informationstechnik
der Dualen Hochschule Baden-Württemberg Mannheim

von

Julius Sieg

Abgabe am 14.09.2020

Bearbeitungszeitraum:	22.06.20 – 13.09.20
Matrikelnummer, Kurs:	3023694, TINF17ITIN
Abteilung:	Institut für Aeroelastik – Windkanalexperimente
Ausbildungsbetrieb:	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Ort:	Göttingen
Betreuer der Ausbildungsfirma:	Nils van Hinsberg
Gutachter der Dualen Hochschule:	Mark Geiger

Erklärung

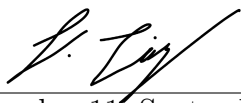
Ich versichere hiermit, dass ich meine Bachelorarbeit mit dem

THEMA

Entwicklung und Implementierung einer Reglerstrecke zur Untersuchung und Kontrolle kritischer Systemübergänge in Echtzeit

selbständig verfasst und keine anderen als die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt habe.

Ich versichere zudem, dass die eingereichte elektronische Fassung mit der gedruckten Fassung übereinstimmt.

A handwritten signature in black ink, appearing to be 'S. Lipp', written over a horizontal line.

Göttingen, den 11. September 2020

Zusammenfassung

Die vorliegende Bachelorarbeit befasst sich mit der Entwicklung einer Reglerstrecke zur echtzeitfähigen Auflösung kritischer Systemübergänge bei aeroelastischen Systemen. Ein Versuchsstand zur Untersuchung solcher Übergänge sowie bestehende Softwareelemente werden vorgestellt und die Rahmenbedingungen analysiert. Es erfolgt eine grundlegende Überarbeitung und Erweiterung eines Prototypen zur Flatterreglung, welcher an einem aeroelastischen Zwei-Freiheitsgrad-System getestet wird. Nach der Implementierung einer Remote-Steuerung für den Windkanal, werden alle Softwarekomponenten zu einer Reglerstrecke zusammengesetzt. Es werden verschiedene Echtzeitroutinen zur automatisierten Erfassung und Auflösung nichtlinearer Systemübergänge entwickelt.

Durch den Einsatz der Reglerstrecke und einer Echtzeitroutine erfolgt erstmals die vollständige Auflösung einer subkritischen Bifurkation unter subsonischen Bedingungen.

Abstract

The following bachelor thesis deals with the development of a control system for the real-time resolution of critical system transitions of aeroelastic systems. A test facility as well as existing software elements are presented and the underlying conditions analyzed. A software prototype for a flutter control system is fundamentally revised, extended and tested on an aeroelastic system with two degrees of freedom. Upon the implementation of a remote control for the wind tunnel, all software components are connected to create a control system. Various real-time routines for the automated acquisition and resolution of nonlinear system transitions are developed.

Through application of the controller system and a real-time routine, a subcritical bifurcation under subsonic conditions is resolved completely for the first time.

Vorwort

In den Praxisphasen meines dualen Studiums an der **Dualen Hochschule Baden-Württemberg Mannheim** (*DHBW Mannheim*) habe ich beim **Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)** im Institut für **Aeroelastik (AE)** gearbeitet. Die Aeroelastik befasst sich mit den physikalischen Vorgängen und Wechselwirkungen, die bei der Interaktion von Strömungen mit elastischen Strukturen auftreten. Zielsetzung ist hierbei das instationäre Verhalten von Flugzeugen, Hubschraubern und weiteren Luftfahrzeugen genauer zu verstehen und gegebenenfalls zu optimieren.

Die Abteilung *Aeroelastische Experimente* widmet sich hierbei unter anderem der Planung, Durchführung und Analyse von Windkanal-Experimenten, wobei Windkanalmodelle auf ihre aeroelastischen Eigenschaften untersucht werden. Mit dem verbesserten Wissen über die Strömungsphänomene sollen neue, effizientere Technologien für die industrielle Anwendung entwickelt, sowie bestehende verbessert werden.

Inhaltsverzeichnis

Vorwort	IV
Abbildungsverzeichnis	VII
Quellcodeverzeichnis	IX
Abkürzungsverzeichnis	X
1. Einleitung und Zielsetzung	2
1.1. Struktur der Arbeit	3
2. Analyse und Konzeption	5
2.1. Anforderungsanalyse	5
2.2. Qualitätsanforderungen und Sicherheitsmanagement	6
3. Grundlagen	8
3.1. Theoretische Grundlagen	8
3.1.1. Flattern	9
3.1.2. Bifurkationen	10
3.2. Messaufbau	12
3.2.1. Windkanal und Messstrecke	13
3.2.2. Der Versuchsstand	15
3.2.3. Das Windkanalmodell	17
3.2.4. Laser-Triangulatoren	18
3.2.5. Elektrodynamische Erreger	19
3.2.6. Dewetron	20
3.3. ADwin-System	21
3.3.1. Hardware	22
3.3.2. ADbasic	23
3.3.3. Software zur Flutterregelung	24
3.3.3.1. Frequenzberechnung	27
3.3.3.2. Berechnung eines Ausgabewertes	29
3.3.3.3. Überprüfen des Schalters	33

4. Implementierung	34
4.1. Implementierung einer verbesserten Offset-Berechnung	36
4.2. Entwicklung eines Signalfilters für die Frequenzbestimmung	42
4.2.1. Tiefpassfilter	44
4.2.2. Hochpassfilter	47
4.2.3. Auswertung der Ergebnisse	50
4.3. Verbesserung des Signalgenerators	51
4.3.1. Amplitudenmodulation des Dämpfungssignals	52
4.3.2. Erweiterung der automatischen Amplitudenregelung	55
4.4. Implementierung einer Remote-Steuerung des Windkanals	56
4.5. Automatisierte Steuerung zur Erfassung kritischer Punkte	59
4.5.1. Variation des Stabilitätsparameters	59
4.5.2. Variation der Bewegungsamplitude	61
4.5.3. Automatisierte Auflösung der subkritischen Bifurkation	62
5. Auflösung einer subkritischen Bifurkation	65
5.1. Erfassung kritischer Punkte	65
5.1.1. Überprüfung der kritischen Punkte	67
5.2. Erfassung des stabilen Astes	69
6. Fazit und Ausblick	71
A. Erfassung der Grenzamplituden	72
Literatur	77

Abbildungsverzeichnis

1.1. Zeitplanung in Form eines Gantt-Diagrammes.	3
3.1. Funktionsdiagramm des flatternden Tragflügels.	8
3.2. Darstellung der Energiebilanz eines schwingenden Tragflügels.	9
3.3. Schematische Darstellung eines möglichen nicht-linearen Systemverhaltens in Form einer superkritischen Bifurkation.	10
3.4. Schematische Darstellung eines möglichen nicht-linearen Systemverhaltens in Form einer subkritischen Bifurkation.	11
3.5. Messaufbau zur Untersuchung kritischer Systemübergänge.	13
3.6. Modellversuchskanal des Instituts für Aeroelastik.	14
3.7. Kippschalter zur Bestimmung der Regelungsart der Kanalgeschwindigkeit.	14
3.8. Darstellung der geschlossenen Messstrecke.	15
3.9. Aufbau des Versuchsstandes.	16
3.10. Flatteraufbau mit Befestigung des Schlagkopfes.	17
3.11. Kontur des NACA 0010-65 Profils.	18
3.12. Funktionsweise eines Laser-Triangulators.	18
3.13. Darstellung des 2-Ampere Gleichstrom-Verstärkers.	20
3.14. Darstellung des DEWE-2600 Messrechners.	21
3.15. Mögliche Konfiguration der DEWESoft7-Messoberfläche.	21
3.16. Funktionsschema des ADwin-Gold.	22
3.17. Zeitlicher Ablauf für ein Prozessbeispiel.	23
3.18. Darstellung der vorhandenen Software zur Flutterregelung.	26
3.19. Durch ADwin-System aufgenommenes Schwingungssignal.	27
3.20. Frequenzberechnung über Phasenwechsel.	28
3.21. Anregung einer Modellschwingung mittels des ADwin-Systems.	29
3.22. Einteilung der Modellschwingung durch Prozesslaufzeit.	30
3.23. Dämpfung einer Frequenz mittels des ADwin-Systems.	31
3.24. Automatische Regelung der Modellamplitude.	32
3.25. Überprüfen der Schalterstellung.	33
4.1. Verwendete Kanalbelegung beim ADwin-System.	34
4.2. Kommunikation der ADbasic-Prozesse.	35

4.3.	Darstellung des Offsets.	37
4.4.	Erstes Konzept zur Erweiterung der bisherigen Software.	38
4.5.	Übersicht der Offset-Berechnung.	41
4.6.	Aufbau der Testumgebung zur Evaluierung der Grenzamplitude für eine korrekte Frequenzerfassung.	43
4.7.	Aufbau der Testumgebung zur Evaluierung der Grenzamplitude für eine korrekte Amplitudenregelung.	44
4.8.	Schaltplan eines Tiefpassfilters.	45
4.9.	Schaltplan eines Hochpassfilters.	47
4.10.	Darstellung der erzielten Verbesserungen bei der Signalerfassung. . .	50
4.11.	Darstellung der erzielten Verbesserungen bei der Amplitudenregelung.	51
4.12.	Dämpfung des Systems mit großem Verstärkungsfaktor.	53
4.13.	Abhängigkeit zwischen Modellamplitude und Verstärkungsfaktor. . .	54
4.14.	Darstellung der erzielten Verbesserungen bei der Dämpfung.	54
4.15.	Darstellung der erzielten Stabilitäts-Verbesserungen bei der automa- tischen Amplitudenregelung.	56
4.16.	Darstellung der Remote-Steuerung des Windkanals.	58
4.17.	Erfassung kritischer Systemübergänge durch Variation des Stabilitäts- parameters.	60
4.18.	Erfassung kritischer Systemübergänge durch Variation der Bewegungs- amplitude.	61
4.19.	Auflösung eines kritischen Systemüberganges.	63
4.20.	Verifizierung eines kritischen Systemüberganges.	64
5.1.	Genaue Analyse der Erfassung eines kritischen Punktes.	66
5.2.	Manuelle Suche nach einem kritischen Systemübergang.	68
5.3.	Manuelle Überprüfung eines kritischen Systemüberganges.	68
5.4.	Manuelle Überprüfung des Bifurkationspunktes.	69
5.5.	Modellierung der subkritischen Bifurkation.	70

Quellcodeverzeichnis

4.1. Implementierung der Berechnung eines gleitenden Mittelwertes. . . .	39
4.2. Codebeispiel für die Implementierung des Tiefpassfilters.	46
4.3. Codebeispiel für die Implementierung des Hochpassfilters.	49

Abkürzungsverzeichnis

AE	Aeroelastik
DHBW	Duale Hochschule Baden-Württemberg
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DSP	Digital Signal Processor (Digitaler Signalprozessor)
LCO	Limit Cycle Oscillation (Grenzzyklusschwingung)
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
TWG	Transsonischer Windkanal Göttingen

Thema:

**Entwicklung und Implementierung
einer Reglerstrecke zur Untersuchung
und Kontrolle kritischer
Systemübergänge in Echtzeit**

1. Einleitung und Zielsetzung

Das Gebiet der Aeroelastik befasst sich mit den physikalischen Vorgängen und Wechselwirkungen, die bei von Luft umströmten elastischen Strukturen entstehen. In der Abteilung *Aeroelastische Experimente* werden daher Windkanalmodelle, zum Beispiel Tragflächen, im Windkanal auf ihre aeroelastischen Eigenschaften untersucht. Unter anderem wird eine Schwingung erforscht, welche häufig bei Tragflügeln auftritt und als *Flattern* (siehe 3.1.1) bezeichnet wird [4]. Nichtlinearitäten in der Aerodynamik können hierbei zu Grenzzyklusschwingungen (LCOs) führen, bei denen es zu einer Stabilisierung der Schwingungsamplitude des Tragflügels kommt. Die Systemübergänge lassen sich im Allgemeinen als super- und subkritische Hopfbifurkation beschreiben. Bis zum Zeitpunkt dieser Arbeit konnte keine vollständige Auflösung eines solchen subkritischen Systemüberganges durchgeführt werden, da hierzu eine genaue echtzeitfähige Regelung der Schwingungsamplitude des Kanalmodells erforderlich ist.

Für die experimentelle Umsetzung der Arbeit und die Realisierung von subkritischen Systemübergängen stehen ein subsonischer Windkanal und ein aeroelastischer Versuchsstand zur Verfügung. Hierin wird ein Tragflügelmodell mit zwei Freiheitsgraden der Bewegung (Schlag und Torsion) elastisch befestigt, so dass Flatterphänomene auftreten können. Der Schlagfreiheitsgrad kann mit einem elektrodynamischen Erreger angesprochen werden. Durch eine echtzeitfähige Regelung der Erreger bzw. der Schwingungsamplitude des Modells sowie einer genauen Kontrolle der Anströmungsgeschwindigkeit sollen die Stabilitätsgrenzen des aeroelastischen Systems bestimmt und aufgezeichnet werden.

Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung einer Reglerstrecke zur automatisierten Auflösung von subkritischen Systemübergängen. Ausgehend von gemessenen Bewegungssignalen muss gewährleistet werden, dass eine genaue Detektion und Charakterisierung des Eingangssignals erfolgt. Hierzu ist die Entwicklung eines Signalfilters notwendig, um eine fehlerfreie Erfassung der Schwingungsfrequenz des Windkanalmodells zu ermöglichen (siehe 4.2). Zudem soll ein vorhandener Signalgenerator vollständig überarbeitet werden, um ein präzises phasengesteuertes Ausgangssignal zur Ansteuerung der Erreger zu erzeugen (siehe 4.3). Außerdem soll zur Kontrolle des Stabilitätsparameters (in diesem Fall die Anströmungsgeschwindigkeit) eine Remote-Kanalsteuerung implementiert werden (siehe 4.4). Abschließend soll aus den einzelnen

Komponenten einer Reglerstrecke konstruiert werden und über Echtzeitroutinen eine automatisierte Auflösung von kritischen Systemübergängen erfolgen (siehe 4.5).

1.1. Struktur der Arbeit

Um eine Struktur für die Arbeit festzulegen und eine Übersicht für das Projekt und alle Aufgabenpakete zu erhalten, wurde ein Gantt-Diagramm erstellt. Dieses ordnet das Projekt in seinen zeitlichen Rahmen ein und dient als Orientierungshilfe bei der Durchführung aller Teilaufgaben.

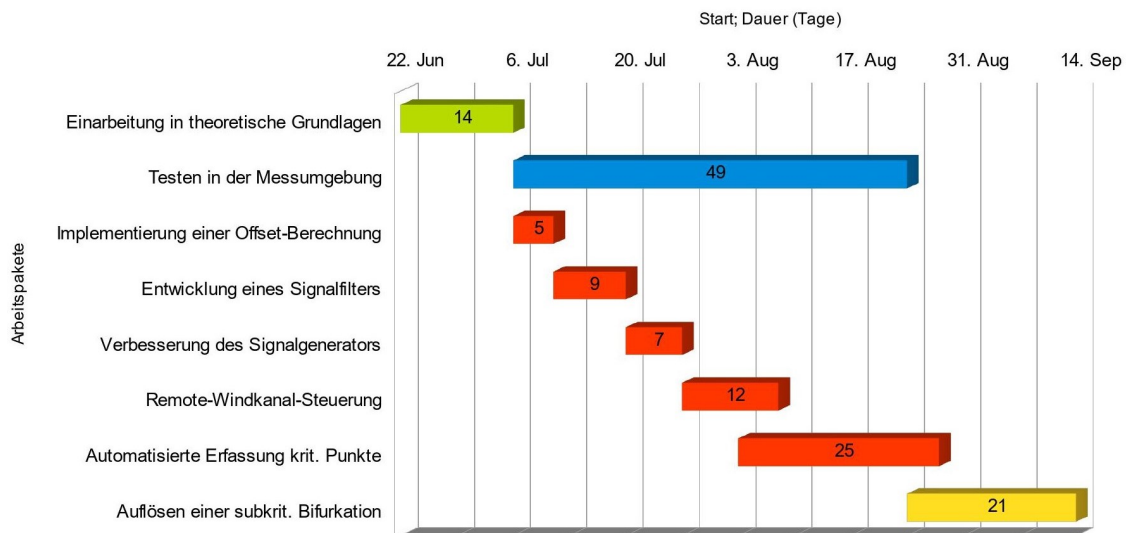


Abbildung 1.1.: Zeitplanung in Form eines Gantt-Diagrammes.

Der in Abbildung 1.1 dargestellte Zeitplan umfasst sowohl den Startzeitpunkt, als auch den genauen Bearbeitungszeitraum, nach welchem ein entsprechender Meilenstein erreicht werden soll. Die Dauer des Bearbeitungszeitraums ist in den einzelnen Balken als Anzahl von Tagen festgehalten.

Der grüne Balken markiert den Vorbereitungszeitraum für das Projekt. Dieser umfasst die Einarbeitung in alle erforderlichen theoretischen Grundlagen und eine thematische Analyse von weiteren relevanten Aspekten (siehe 3.1). Anschließend erfolgt die in Orange dargestellte Entwicklungsphase, in welcher die verschiedenen Softwarekomponenten erstellt und implementiert werden. Diese Arbeitspakete stellen hierbei nur den Rahmen der einzelnen Aufgaben dar und sind in viele kleine Teilaufgaben weiter untergliedert.

Parallel zu der Entwicklungsphase fanden ausführliche Tests der programmierten Komponenten unter realen Bedingungen in der Messumgebung statt. Diese sind in Abbildung 1.1 durch den blauen Balken dargestellt. Auf Grund der Tests konnten während der Entwicklung bereits Fehler behoben und Verbesserungen durchgeführt werden. Eine gesonderte Testphase in dem knapp bemessenen Projektrahmen wurde daher nicht benötigt. Zudem konnten weitere Verbesserungen in der letzten, in Gelb markierten Projektphase implementiert werden. In dieser wurde die automatische Erfassung kritischer Punkte durchgeführt und es erfolgte erstmalig die Auflösung einer subkritischen Bifurkation durch die Software (siehe Kapitel 5).

2. Analyse und Konzeption

Im folgenden Kapitel werden die Anforderungen an das Projekt und die daraus resultierenden Teilaufgaben detailliert dargestellt (siehe 2.1). Die Umsetzung der einzelnen Arbeitspakete beinhaltet die Ansteuerung des Windkanals und die Durchführung von Messungen. Es müssen verschiedene Sicherheitsrichtlinien berücksichtigt werden, welche zusammen mit den daraus folgenden Qualitätsanforderungen an die Software in Abschnitt 2.2 erläutert werden.

2.1. Anforderungsanalyse

Für die Durchführung der Arbeit werden der bereits vorhandene Messaufbau (siehe 3.2) und eine bestehende Software für die Flutterregelung (siehe 3.3.3) zur Verfügung gestellt. Wohingegen am Messaufbau nur kleine Änderungen vorgenommen werden müssen, ist für die Umsetzung der Arbeit eine grundlegende Überarbeitung und Erweiterung der vorhandenen Softwarekomponenten notwendig. Unter anderem sollen die bereits realisierte Erfassung und Analyse von Signalen in Echtzeit sowie die Berechnung von Ausgangssignalen zur Anregung und Dämpfung des Kanalmodells verbessert werden.

Hierzu soll zunächst eine geeignete Methode zur Filterung von Schwingungssignalen entwickelt und eine Rauschunterdrückung erzielt werden. Die Signalqualität soll dahingehend optimiert werden, dass eine Detektion der Grundfrequenzen und Amplituden des Kanalmodells auch bei sehr kleinen Amplituden des Eingangssignals sichergestellt wird. Diese Frequenzen sollen zur Generierung eines kontinuierlichen und rauschfreien Ausgangssignals genutzt werden, welches den elektrodynamischen Erregern als Steuerungssignal zur Verfügung gestellt wird (siehe 3.2.5). Insgesamt soll eine verbesserte Reglerstrecke entstehen, die eine Anregung, Dämpfung und Amplituden-gesteuerte Stabilisierung des aeroelastischen Systems ermöglicht. Im weiteren Verlauf der Arbeit soll dann eine Remote-Steuerung des Windkanals implementiert werden, welche die digitale Steuerung der Anströmungsgeschwindigkeit erlaubt.

Diese einzelnen Steuerungskomponenten sollen zu einer größeren Reglerstruktur zusammengesetzt werden, um automatisiert kritische Systemübergänge aufzulösen. Hierbei sollen zwei unterschiedliche Varianten implementiert und getestet werden. Zum einen sollen kritische Systemübergänge über die Variation des Stabilitätsparameters (hier Strömungsgeschwindigkeit) bei gleichzeitiger Kontrolle der Bewegungsamplituden des aeroelastischen Systems erfasst werden (siehe 4.5.1). Die andere Möglichkeit stellt die Variation der Bewegungsamplituden bei gleichzeitiger Kontrolle des Stabilitätsparameters dar (siehe 4.5.2).

Für die genaue Auflösung der kritischen Systemübergänge soll die Reglerstrecke mit einer Triggerung eines Datenerfassungssystems kombiniert werden, um eine automatisierte Aufzeichnung wesentlicher physikalischer Parameter zu erzielen. Die Reglerstrecke soll soweit optimiert werden, dass eine gezielte Auflösung von instabilen Ästen subkritischer Systemübergänge (siehe 3.1.2) möglich ist.

Insgesamt ist bei der Implementierung der Reglerstruktur die Verwendung von Sicherheitsmechanismen zu beachten (siehe 2.2), welche den kontrollierten Betrieb des aeroelastischen Systems in festgelegten Grenzen garantieren.

2.2. Qualitätsanforderungen und Sicherheitsmanagement

Bei der Erstellung einer Software zur genauen Auflösung kritischer Systemübergänge müssen verschiedene Faktoren berücksichtigt werden, welche die Ergebnisse einer Messung maßgeblich beeinflussen können.

Da es sich bei dem Versuchsaufbau um ein sehr sensibles System handelt, können sich bereits durch minimale Variationen die Eigenschaften des Systems ändern. Hierdurch können sich unvorhergesehene, instabile Systemzustände ergeben und es kann zu einer Verschiebung der kritischen Punkte kommen. Dies bedeutet beispielsweise, dass ein moderates Flattern¹ zunächst bei einer Anströmungsgeschwindigkeit von $20 \frac{m}{s}$ erfasst werden konnte und eine kleine Änderung des Systems bereits zu einem starken Flattern² bei $18 \frac{m}{s}$ führt.

Des Weiteren verändern sich die Systemparameter (z.B. die Schwingungsfrequenz) dynamisch mit einer variierenden Anströmungsgeschwindigkeit. Ebenso kann es zu einer statischen Auslenkung des Systems kommen.

¹Moderates Flattern beschreibt ein langsames Aufklingen der Bewegungsamplitude, so dass eine Kontrolle des Systems möglich ist.

²Starkes Flattern beschreibt ein, innerhalb kürzester Zeit exponentielles Anwachsen der Bewegungsamplitude und ein schnelles Überschreiten von kritischen Grenzamplituden.

Die Sensitivität des Systems gegenüber einer kleinen Veränderung erfordert die Implementierung verschiedener Sicherheitsmechanismen. Diese müssen eine frühzeitige Dämpfung der Modellschwingung realisieren, damit bestimmte Grenzamplituden nicht überschritten werden. Um diese Dämpfung in Echtzeit zu realisieren, ist eine hohe Frequenzauflösung gefordert, damit die Schwingung des Modells erfasst und ein entsprechendes Ausgangssignal berechnet werden kann. Zudem muss die Frequenz der Modellschwingung fortlaufend aktualisiert werden, um der zeitlichen Veränderung durch die veränderte Anströmung Rechnung zu tragen.

Da es zu einer statischen Auslenkung des System kommen kann, muss außerdem ein möglicher Offset des Eingangssignals in Betracht gezogen werden, welcher einen kritischen Einfluss auf den Algorithmus zur Frequenzberechnung haben kann. Wenn die Berechnung der Schwingungsfrequenz des Modells versagt, ist eine korrekte Dämpfung der Amplitude und eine Unterdrückung der Schwingung nicht länger möglich, so dass es zu einem unkontrollierten Flattern kommen kann (siehe 3.1.1).

Um alle an die Software gestellten Qualitäts- und Sicherheitsanforderungen zu erfüllen, müssen verschiedene Maßnahmen zur Eingrenzung der beschriebenen Problematiken ergriffen werden:

- Für die frühzeitige Dämpfung des Systems ist es erforderlich, dass die Modellamplitude dauerhaft überwacht wird und dass ein Dämpfen des Systems jederzeit möglich ist. Dies gilt sowohl für eine durch die Software veranlasste Dämpfung, als auch für eine manuelle Dämpfung durch den Anwender. Wird eine Grenzamplitude überschritten, führt dies automatisch zu einer maximalen Dämpfung des Systems, sowie zu einem Abschalten des Windkanals, um die Anströmungsgeschwindigkeit zu verringern (siehe 4.4). Damit eine ausreichende Frequenzauflösung für eine genaue Dämpfung des Systems möglich ist, muss ein Signalfilter implementiert werden (siehe 4.2).
- Da nicht alle Parameter, welche durch Systemänderungen beeinflusst werden, mit Hilfe der ADbasic-Prozesse (siehe 3.3.2) kontrolliert werden können, werden alle gemessenen und berechneten Werte, wie zum Beispiel Amplitude und Frequenz einer Schwingung, in der ADbasic-Oberfläche dargestellt. Dadurch ist der Anwender in der Lage die Arbeit der Software zu überprüfen und gegebenenfalls durch eine manuelle Anpassung von entscheidenden Parametern einzugreifen.
- Das Auftreten einer statischen Auslenkung des Systems erfordert zudem die fortlaufende Berechnung eines Offsets des Flügelmodells (siehe 4.1).

3. Grundlagen

Im folgenden Kapitel werden die Grundlagen, die zur Erstellung dieser Arbeit beigetragen haben, aufgeführt. Das Kapitel gliedert sich in drei Teile. Zunächst werden in Abschnitt 3.1 alle theoretischen Grundlagen erläutert, welche essentiell für das Verständnis der Arbeit sind. Anschließend werden alle Komponenten des Messaufbaus, welche für die Durchführung des Projektes zur Verfügung gestellt wurden, in Abschnitt 3.2 aufgelistet und detailliert beschrieben. Abschließend wird die Funktionsweise des ADwin-Systems in Abschnitt 3.3 dargestellt. Im Zuge dessen erfolgt außerdem eine genaue Betrachtung der bereits vorhandenen Software (siehe 3.3.3).

3.1. Theoretische Grundlagen

Das Wissensgebiet der Aeroelastik beschreibt die physikalischen Vorgänge, die an umströmten elastischen Strukturen auf Grund der Wechselwirkung von aerodynamischen und elastomechanischen Kräften entstehen [3]. Ein Beispiel hierfür ist die Umströmung eines flexiblen Flugzeugflügels. Hierbei kann es durch die aerodynamischen Kräfte zu statischen und dynamischen Verformungen der Strukturen kommen, welche wiederum eine Änderung der Aerodynamik verursachen.

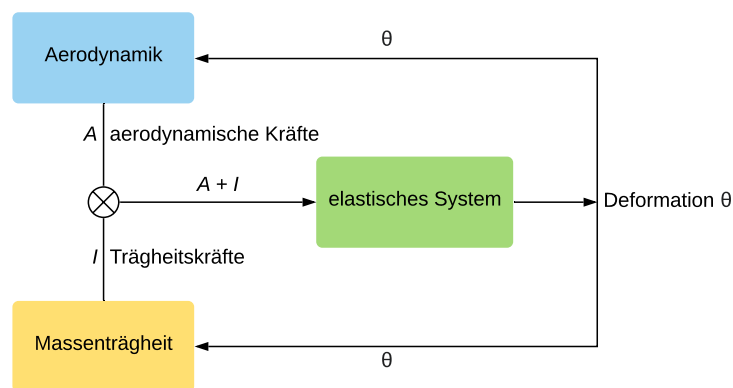
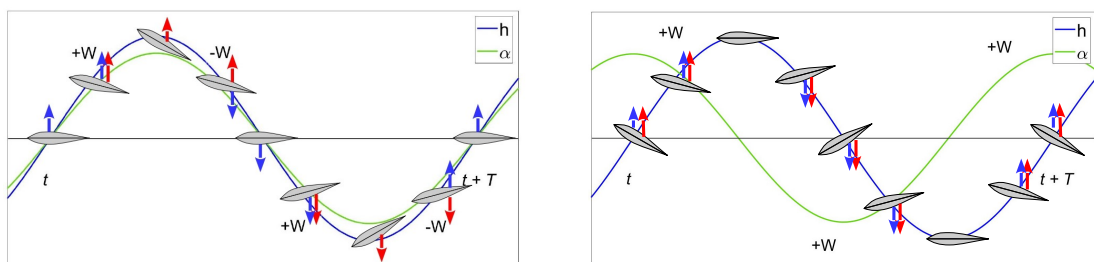


Abbildung 3.1.: Funktionsdiagramm des flatternden Tragflügels.

In Abbildung 3.1 ist die Funktionsweise eines aeeroelastischen Systems dargestellt. Eine Deformation am starren Tragflügel führt zu aerodynamischen Kräften, eine Deformation des bewegten Tragflügels führt wiederum zu Trägheitskräften. Die Kombination aus aerodynamischen Kräften und Trägheitskräften führt wiederum zu einer Deformation des elastischen Tragflügels, welche mit der Aerodynamik und der Massenträgheit wechselwirkt. Existiert für dieses aeeroelastische System ein Zustand $\Theta \neq 0$ führt dieser Rückkopplungsprozess zu einer Instabilität, welche als Flattern bezeichnet wird (siehe 3.1.1).

3.1.1. Flattern

Das oben beschriebene dynamische Zusammenspiel von Aerodynamik und Trägheitskräften führt zu einer Deformation des elastischen Systems. Somit beschreibt Flattern eine selbsterregte Schwingung des aeeroelastischen Gesamtsystems bei einer konstanten Anströmung [7, S.15].



(a) Ausgeglichene Energiebilanz über eine Periode

(b) Positive Energiebilanz über eine Periode

Abbildung 3.2.: Darstellung der Energiebilanz eines schwingenden Tragflügels mit den zwei Freiheitsgraden Schlag und Torsion. Die Bewegungsrichtung des Flügels ist mit blauen- und der Auftrieb mit roten Pfeilen markiert.

In Abbildung 3.2 ist der Flattervorgang sowie die Energiebilanz eines Tragflügels mit den zwei Freiheitsgraden Schlag- und Torsion dargestellt, wie er auch in der vorliegenden Arbeit verwendet wurde. In Abbildung 3.23(a) sind sowohl die Schlagbewegung h als auch die Torsionsbewegung α in Phase. Dadurch entzieht die Strukturschwingung der Strömung zwischen dem Nulldurchgang und dem Umkehrpunkt der Bewegung Energie (+W), da hier die Auftriebskraft bedingt durch den positiven Anstellwinkel und die Bewegungsrichtung des Flügels gleichgerichtet sind. Hingegen kommt es zwischen dem Umkehrpunkt und dem Nulldurchgang zu einem positiven Anstellwinkel

und einer Abwärtsbewegung des Flügels. Hierdurch sind Kraft- und Bewegungsrichtung entgegengesetzt, wodurch der Schwingung Energie entzogen wird ($-W$). Somit ergibt sich über eine komplette Schwingungsperiode eine Energiebilanz von null, welche zu einem stabilen aeroelastischen System führt. Durch den in Abbildung 3.23(b) dargestellten Phasenversatz von Schlag und Torsion um 90° sind Kraft- und Bewegungsrichtung über die gesamte Periode gleichgerichtet. Hierdurch kommt es zu einer selbsterregten Schwingung, welche als „klassisches“ Biege-Torsionsflattern bezeichnet wird [5].

Anhand der Aerodynamik lässt sich Flattern in zwei Kategorien unterteilen [7, S.480 f.]. Beim „klassischen“ Flattern kommt es zu einem exponentiellen Anstieg der Bewegungsamplitude, welche in praktischen Versuchen in der Regel zu einem Versagen der elastischen Struktur (z.B. zum Bruch eines Tragflügels) führt. Auf der anderen Seite kann es zu einem „Abreißflattern“ kommen. Vorhandene Nichtlinearitäten in der Aerodynamik führen hierbei zu einer Amplitudenstabilisierung und Bifurkationen (siehe 3.1.2).

3.1.2. Bifurkationen

Aerodynamische Nichtlinearitäten führen bei aeroelastischen Systemen häufig zu Grenzzyklusschwingungen, sogenannten LCOs (Limit Cycle Oscillations) [6]. Hierbei kommt es zu einer Begrenzung der Schwingungsamplituden des Tragflügels. Das Systemverhalten lässt sich im Allgemeinen durch super- und subkritische Hopfbifurkationen beschreiben [12].

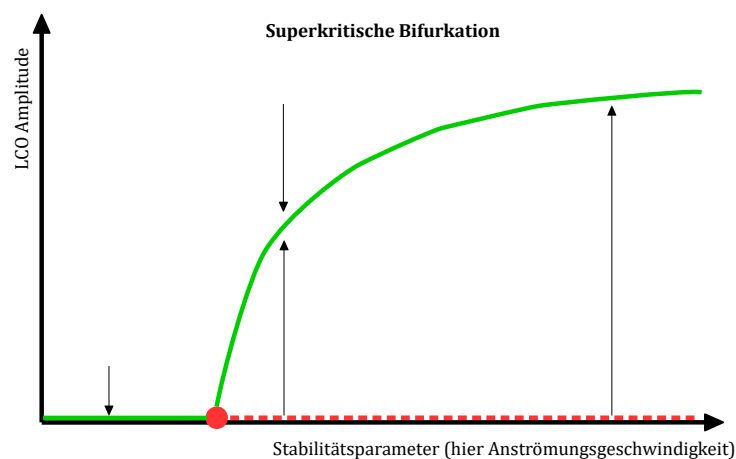


Abbildung 3.3.: Schematische Darstellung eines möglichen nicht-linearen Systemverhaltens in Form einer superkritischen Bifurkation.

Beim Auftreten einer superkritischen Bifurkation, dessen Systemverhalten in Abbildung 3.3 dargestellt ist, befindet sich das aeroelastische System zunächst in einem stabilen Zustand. Ein fortlaufender Anstieg des Stabilitätsparameters, welcher in diesem Fall der Anströmungsgeschwindigkeit entspricht, führt zum Erreichen des in Rot markierten Bifurkationspunktes. Von diesem Punkt kommt es zu einer selbsterregten Schwingung des Systems mit begrenzten Amplituden, welche sich bei zunehmender Anströmungsgeschwindigkeit vergrößern [12]. Das aeroelastische Gesamtsystem bewegt sich hierbei allerdings weiterhin auf einem stabilen Pfad, dem sogenannten Attraktor. Nach einer Störung des Systems in Form einer Anregung oder Dämpfung der Schwingungsamplitude bei konstantem Stabilitätsparameter fällt das System daher wieder auf diesen Attraktor zurück. Dies wird in Abbildung 3.4) durch die Pfeile verdeutlicht.

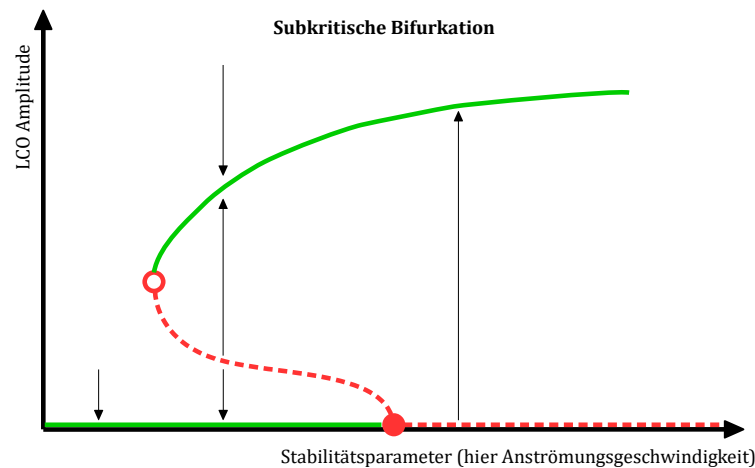


Abbildung 3.4.: Schematische Darstellung eines möglichen nicht-linearen Systemverhaltens in Form einer subkritischen Bifurkation.

Bei einer subkritischen Bifurkation (siehe Abbildung 3.4) kommt es nach dem Erreichen des Bifurkationspunktes ebenfalls zu einer Grenzzyklusschwingung. Eine Verringerung des Stabilitätsparameters unter den Bifurkationspunkt führt allerdings nicht zu einem direkten Abfall der Schwingungsamplitude. Das System bewegt sich zunächst auf einem Attraktor und fällt erst nach einer deutlichen Reduktion des Stabilitätsparameters auf den Ursprungspfad zurück. Eine Störung des aeroelastischen Systems, welches sich in einem stabilen Zustand auf dem unteren Attraktor befindet, kann ab einer bestimmten Grenzamplitude zu einem Wechsel auf den oberen Attraktor führen, wodurch es zu einer Grenzzyklusschwingung kommt. Die entsprechenden Grenzamplituden sind in Abbildung 3.4 in Form der roten gestrichelten

Linie dargestellt. Ein Ziel dieser Arbeit besteht in der Entwicklung einer Software zur automatisierten Auflösung dieses Repellers durch die Ermittlung der kritischen Grenzamplituden für ein aeroelastisches System (siehe 4.5).

3.2. Messaufbau

Für die Erfassung kritischer Systemübergänge wird ein komplexer Messaufbau mit vielen Bestandteilen zur Verfügung gestellt. In Abbildung 3.5 ist die gesamte Messumgebung und das Zusammenspiel der einzelnen Komponenten dargestellt. Die vier Laser, welche die Modellbewegung im Windkanal erfassen, sind an einen Summierer angeschlossen. Das aufsummierte Lasersignal wird dann an das ADwin-System und die Dewetron-Messrechner weitergeleitet. Mit Hilfe der Messrechner und der Messsoftware DEWESoft können die Lasersignale vom Anwender überwacht werden. Das ADwin-System berechnet an Hand der Messwerte der Laser ein Ausgangssignal. Dieses wird über einen Verstärker an die elektrodynamischen Erreger am Flatteraufbau weitergeleitet. Außerdem ist das ADwin-System direkt mit dem Windkanal verbunden, um eine Remote-Kontrolle der Anströmungsgeschwindigkeit zu realisieren. Die Prozesse im ADwin-System können von einem Laptop aus gesteuert werden, welcher über einer Ethernet-Schnittstelle verbunden wird. In den folgenden Abschnitten werden die verwendeten Hardwarekomponenten und Messtechniken genauer beschrieben.

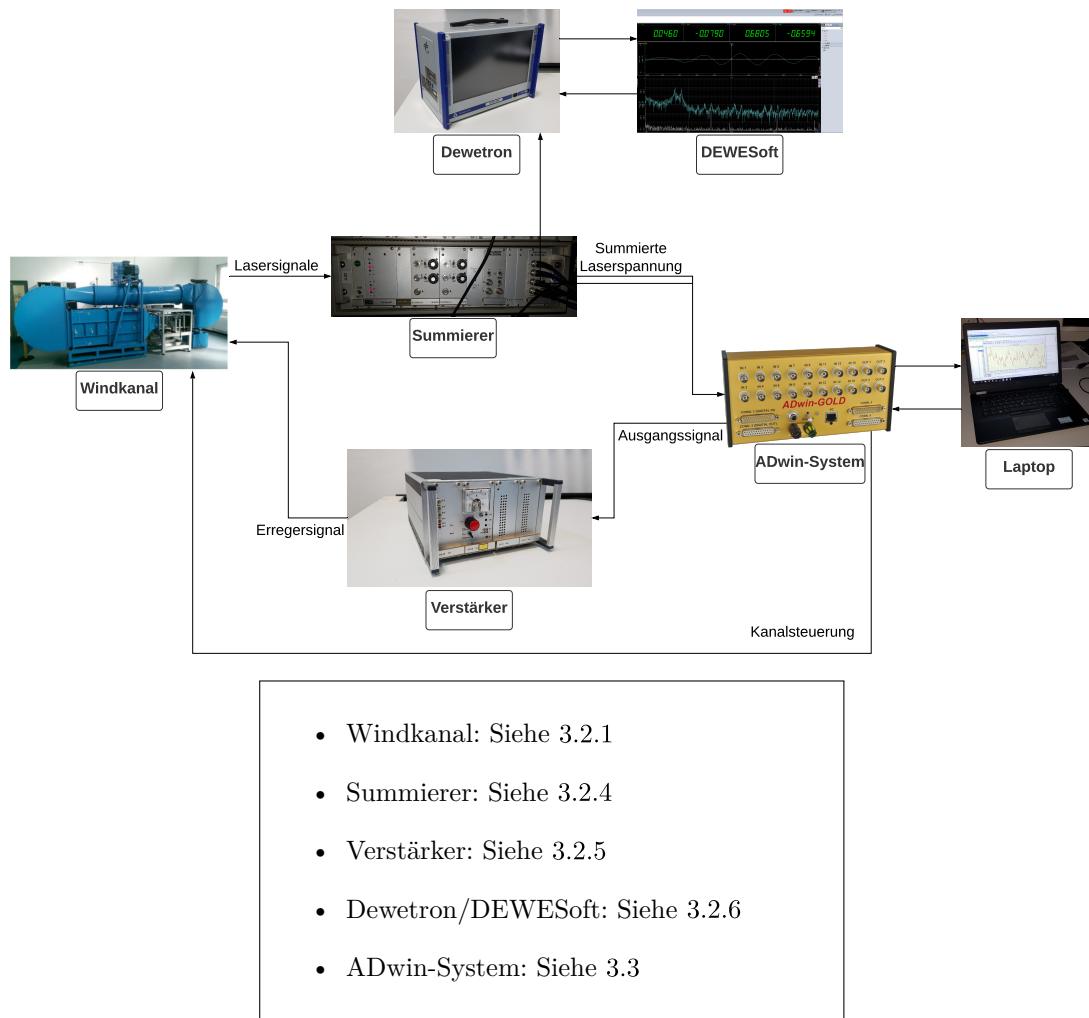


Abbildung 3.5.: Messaufbau zur Untersuchung kritischer Systemübergänge.

3.2.1. Windkanal und Messstrecke

Die Entwicklung der Reglerstrecke und die Erfassung kritischer Systemübergänge erfolgt am Modellversuchskanal des DLR-Instituts für Aeroelastik in Göttingen.

In der Darstellung des Kanals in Abbildung 3.6 lassen sich die eingebaute Messstrecke sowie der Flatterversuchsstand (siehe 3.2.2) erkennen, welche für die Messungen verwendet werden. Der Kanal wird von einem Verdichter mit zwölf Schaufeln sowie einem 11 kW Motor angetrieben.



Abbildung 3.6.: Modellversuchskanal des Instituts für Aeroelastik (Quelle: [13, S. 23]).

Die Fläche des Düsenquerschnitts bei einer geschlossenen Messstrecke, wie sie für die Tests der Flutterregelung verwendet wird, beträgt $331 \text{ mm} \times 331 \text{ mm}$. Das Modell befindet sich horizontal in der Mitte der Messstrecke, welche eine Länge von 800 mm besitzt.



Abbildung 3.7.: Kippschalter zur Bestimmung der Regelungsart der Kanalgeschwindigkeit.

Über einen in Abbildung 3.7 dargestellten Kippschalter am Kanal kann bestimmt werden, ob die Kanalgeschwindigkeit über ein Potentiometer an einem integrierten Steuerpult oder über die Remote-Steuerung (siehe 4.4) geregelt werden soll. Das Potentiometer ermöglicht die stufenlose Regelung der Anströmungsgeschwindigkeit des Kanals, bis hin zu einer maximalen Geschwindigkeit von $52 \frac{\text{m}}{\text{s}}$.

Um mit Hilfe des Windkanals eine definierte Modellanströmung zu erreichen und äußere Einflüsse auf das Modell zu minimieren, wird eine für den Kanal angefertigte Messstrecke verwendet. Die Maße des Querschnitts der Messstrecke gleichen dem

Düsenquerschnitt des Kanals, so dass eine vollkommen geschlossene Messstrecke entsteht (siehe Abbildung 3.6).



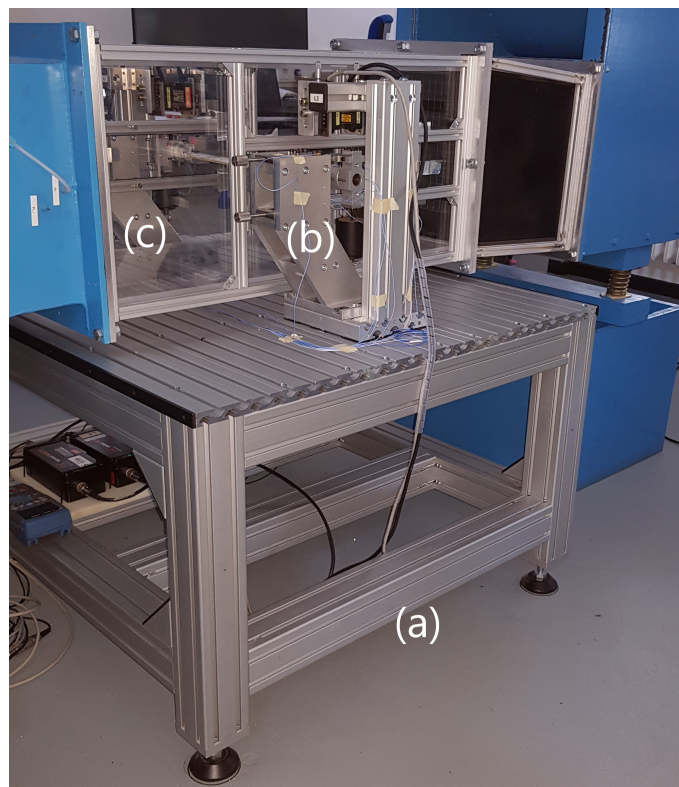
Abbildung 3.8.: Darstellung der geschlossenen Messstrecke (Quelle: [13, S. 24]).

Wie in Abbildung 3.8 zu erkennen ist, sind die Wände der Messstrecke aus Acrylglas gefertigt, um eine bessere Sicht auf das Modell zu gewährleisten und die Modellschwingung direkt beobachten zu können. Die Messstrecke kann über Öffnungen an der Oberseite zusätzlich mit Messtechniken zur Erfassung von Druck und Temperatur ausgestattet werden. Die seitlichen Öffnungen ermöglichen eine kontaktlose Hub- und Torsionsbewegung des Windkanalmodells.

3.2.2. Der Versuchsstand

Der Flatterversuchsstand und seine Bestandteile sind in der folgenden Abbildung 3.9 dargestellt.

Das Untergestell des Versuchssupports, welches in Abbildung 3.9 dargestellt ist, wird direkt unter der Messstrecke positioniert. Es ist aus massiven Aluminiumprofilen zusammengesetzt und mehrfach verstrebt, um die nötige Steifigkeit und Eigenmasse zu erzeugen. Zudem sind am Untergestell höhenverstellbare Füße befestigt, die eine exakte Ausrichtung des Supports zum Windkanal ermöglichen. Die Federsysteme Ost- und West werden auf dem Versuchssupport auf beiden Seiten des Kanals montiert. Das Modell wird zwischen den Federsystemen eingespannt, so dass eine ungestörte Anströmung innerhalb der Messstrecke gewährleistet ist. Die Aufhängung des Flügelmodells schafft eine Kombination der beiden Freiheitsgrade Hub und Torsion.

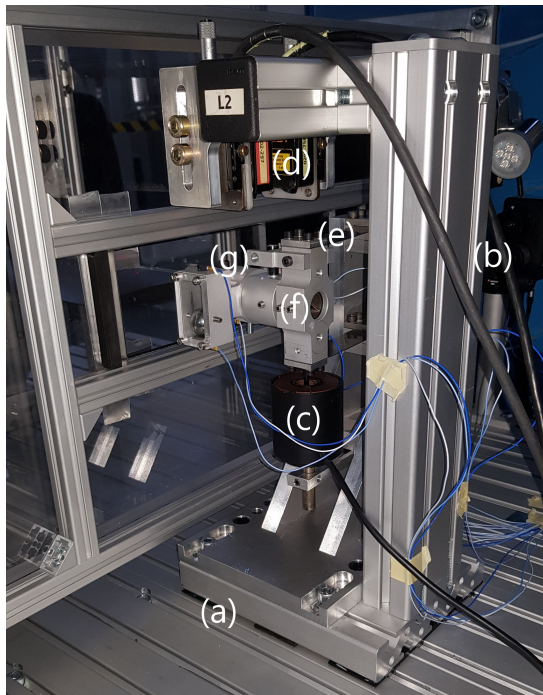


- (a) Untergestell
- (b) Federsystem West
- (c) Messstrecke

Abbildung 3.9.: Aufbau des Versuchsstandes.

In Abbildung 3.10 ist zu erkennen, dass mit Hilfe von Blattfedern, an denen der Schlagkopf befestigt ist, die Hubbewegung des Modells realisiert wird. Die Modellaufnahme ist mit einer Torsionsfeder verbunden, welche eine Dreh- beziehungsweise Torsionsbewegung ermöglicht.

Die Bewegung des Modells wird über die Laser-Triangulatoren erfasst (siehe 3.2.4), die an einem separaten Gestell befestigt und auf den Zielbalken gerichtet sind. Die elektrodynamischen Erreger (siehe 3.2.5) sind direkt unter dem Schlagkopf positioniert, um eine Anregung und Dämpfung des Systems bewirken zu können.



- (a) Grundplatte
- (b) Laserbefestigung
- (c) Elektrodynamischer Erreger
- (d) Laser
- (e) Blattfeder
- (f) Schlagkopf
- (g) Modellaufnahme und Zielbalken

Abbildung 3.10.: Flatteraufbau mit Befestigung des Schlagkopfes.

3.2.3. Das Windkanalmodell

Für die Entwicklung der Flatterregelung wird ein Windkanalmodell mit einem National Advisory Committee for Aeronautics (*NACA*) 0010-65 Profil verwendet. Hierbei handelt es sich um ein symmetrisches Profil mit einer Maximaldicke von 10 %, wobei die Dickenrücklage bei 50 % der Profiltiefe liegt. Das Modell besteht aus Polyactid-Kunststoff und wurde mit Hilfe eines 3D-Druckers gefertigt. Zusätzlich ist das Modellprofil mit einer Schicht aus Glasfaser überzogen. Hierdurch kann eine höhere Stabilität gewährleistet werden.

In Abbildung 3.11 ist die Kontur des Kanalmodells abgebildet. Die Spannweite des Profils beträgt $l = 329$ mm mit einer Flügeltiefe von $2c = 123,3$ mm. Bei einer Flügeltiefe von 25 % befindet sich eine Metallstange, welche der Anbringung des Modells im Flatteraufbau dient. Diese Metallstange bildet zudem die Torsionsachse des Modells und ist direkt mit dem Zielbalken verbunden, dessen Bewegung von den Laser-Triangulatoren (siehe 3.2.4) erfasst wird.

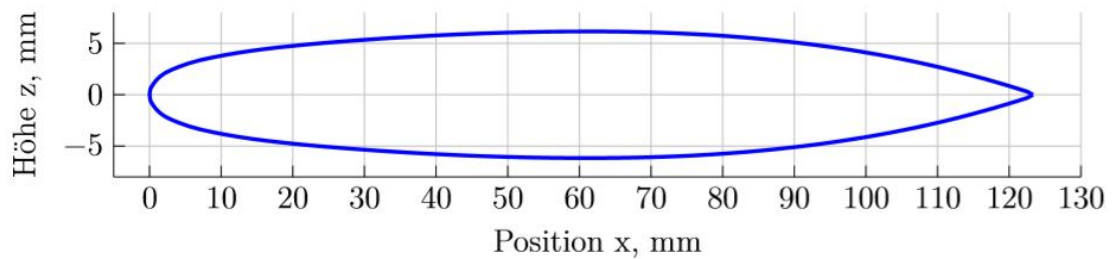


Abbildung 3.11.: Kontur des NACA 0010-65 Profils mit der Bemaßung, wie es für die Entwicklung der Flatterregelung verwendet wurde (Quelle: [1, S. 14]).

3.2.4. Laser-Triangulatoren

Zur Erfassung der Hub- und Torsionsbewegung des Windkanalmodells werden insgesamt vier Laser-Triangulatoren verwendet, wobei auf jeder Seite des Versuchsstandes jeweils zwei außerhalb der Messstrecke befestigt werden.

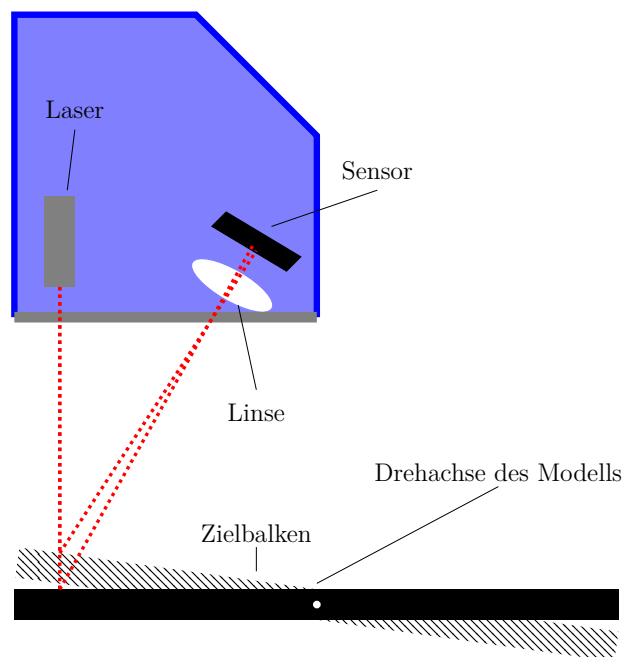


Abbildung 3.12.: Funktionsweise eines Laser-Triangulators bei einer Torsionsbewegung des Zielbalkens.

Wie in Abbildung 3.12 dargestellt, sind die Laser auf einen an der Modellaufnahme angebrachten Zielbalken gerichtet. Die Position des Zielbalkens kann über den von der Oberfläche des Balkens reflektierten Laserstrahl bestimmt werden. Hierzu wird ein Sensor verwendet, welcher den reflektierten Laserstrahl mit Hilfe einer Linse erfasst. Durch die genaue Stelle des Sensors, auf die der reflektierte Laserstrahl trifft, ermittelt der Laser-Triangulator den Abstand zum Zielbalken. Dies geschieht in einem Messbereich von $d_L \in [-10 \text{ mm}, +10 \text{ mm}]$ mit einer Auflösung von $0,01 \mu\text{m}$. Da jeweils zwei Triangulatoren pro Seite verwendet werden, einer links und einer rechts von der Drehachse positioniert, lässt sich die Hubbewegung $h(t)$ mit Hilfe der einzelnen Lasersignale nach

$$h(t) = \frac{d_{L1}(t) + d_{L2}(t)}{2} \quad (3.1)$$

berechnen. Auch die Berechnung des Anstellwinkels $\alpha(t)$ kann gemäß

$$\alpha(t) = \arctan\left(\frac{d_{L1}(t) - d_{L2}(t)}{\Delta x}\right) \quad (3.2)$$

durchgeführt werden. Der Abstand zwischen den beiden Lasern Δx muss hierfür jedoch gemessen werden, sobald diese an den dafür vorgesehen Fixierungen angebracht wurden. Für das Eingangssignal des ADwin-System werden allerdings nicht die einzelnen Lasersignale verwendet. Stattdessen erfolgt eine Weiterverarbeitung der Lasersignale mit Hilfe eines Summierers. Dieser addiert die eingehenden Spannungssignale der Laser-Triangulatoren und berechnet daraus einen Mittelwert. Der Mittelwert entspricht gemäß Gleichung 3.1 der Schlagbewegung des Windkanalmodells. Dieser wird als Eingangssignal an das ADwin-System weitergeleitet, welches den Spannungswert zur Rekonstruktion der Schlagschwingung des Modells verwendet (siehe 3.3.3).

3.2.5. Elektrodynamische Erreger

Bei einer Messung im Windkanal ohne die Verwendung des ADwin-Systems (siehe 3.3) wird je eine Flatterbremse auf beiden Seiten der Modellaufhängung unterhalb des Schlagkopfes (siehe Abbildung 3.10) angebracht. Die Flatterbremsen verhindern eine zu große Schwingungsamplitude, welche das Modell oder den Versuchsstand beschädigen könnte.

Um das ADwin-System für die Dämpfung oder Anregung der Modellschwingung verwenden zu können, müssen die Flatterbremsen der beiden Federsysteme durch je einen elektrodynamischen Erreger ausgetauscht werden.

Die elektrodynamischen Erreger bestehen aus einer Spule, in welcher bei einer anliegenden Spannung ein Magnetfeld aufgebaut wird. Über einen Stößel mit Permanentmagneten, der sich reibungsfrei in der Spule bewegen kann, wird die Erregerkraft auf das System übertragen. Durch die Ausgabe einer aus Spannungswerten bestehenden Schwingung mit einer bestimmten Frequenz kann das ADwin-System somit Einfluss auf den Modellflügel nehmen und eine entsprechende Dämpfung oder Anregung realisieren.

Der hierzu verwendete Ausgangskanal des ADwin-Systems (siehe Kapitel 4) wird an einen 2 A Gleichstrom-Verstärker (siehe Abbildung 3.13) angeschlossen. Dieser ermöglicht eine stufenlose Verstärkung des ADwin-Signals zwischen 0 und 2 A, welche über einen Regler direkt eingestellt werden kann.



Abbildung 3.13.: Darstellung des 2-Ampere Gleichstrom-Verstärkers.

Die Einstellung eines Verstärkungsfaktors wird in der Regel jedoch nur vor dem Start einer Messung verwendet. Während einer laufenden Messung wird dieser Wert nicht verändert, da die genaue Stärke von Anregung und Dämpfung über das ADwin-System in Echtzeit berechnet wird (siehe 4.3.1).

3.2.6. Dewetron

Die Messanlagen der Firma Dewetron werden für die Erfassung von Daten während eines Messvorganges verwendet. Hierbei verwendet die Abteilung einen oder mehrere DEWE-50-PCI-128, mit jeweils 128 Signal-Eingängen [2]. Diese werden an einen DEWE-818 Messrechner angeschlossen, der die gemessenen Daten verarbeitet.

3.3. ADwin-System

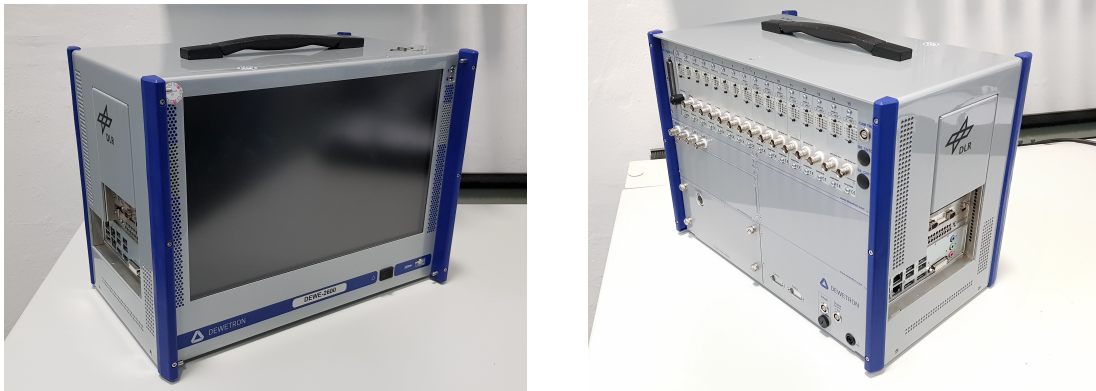


Abbildung 3.14.: Darstellung des DEWE-2600 Messrechners.

Bei der Entwicklung der Reglerstrecke sowie der Erfassung kritischer Punkte wird ein, in Abbildung 3.14 dargestellter, DEWE-2600 Messrechner verwendet. Hierdurch können die Schlag- und Torsionsbewegung des Modells und die Anströmungsgeschwindigkeit des Kanals aufgezeichnet und anschließend analysiert werden. Außerdem können die vom ADwin-System in Echtzeit berechneten Frequenzen mit Hilfe der Messsoftware DEWESoft online überwacht werden, wie es in Abbildung 3.15 dargestellt ist.

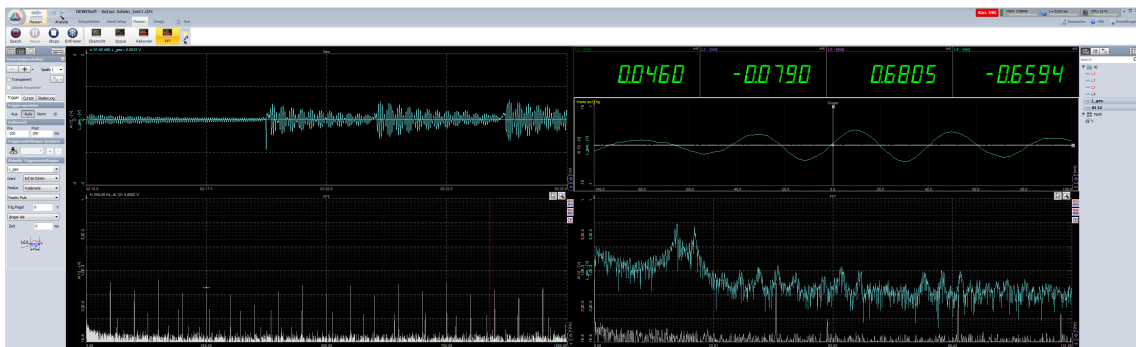


Abbildung 3.15.: Mögliche Konfiguration der DEWESoft7-Messoberfläche.

3.3. ADwin-System

Das ADwin-System besteht aus analogen sowie digitalen Ein- und Ausgängen, welche mit einem Prozessor verbunden sind. Es übernimmt die Aufgabe der Messwertverarbeitung und die Kontrolle von Kanalgeschwindigkeit und Modellamplitude. Mit

Hilfe eines Echtzeitbetriebssystems garantiert das ADwin-System eine Reaktionszeit von nur 300 ns und eignet sich daher ideal für die Erfassung und Regelung der Modellbewegung.

3.3.1. Hardware

Für die Entwicklung der Reglerstrecke zur Erfassung kritischer Punkte wird das System *ADwin-Gold* verwendet, dessen Schaltplan in Abbildung 3.16 dargestellt ist.

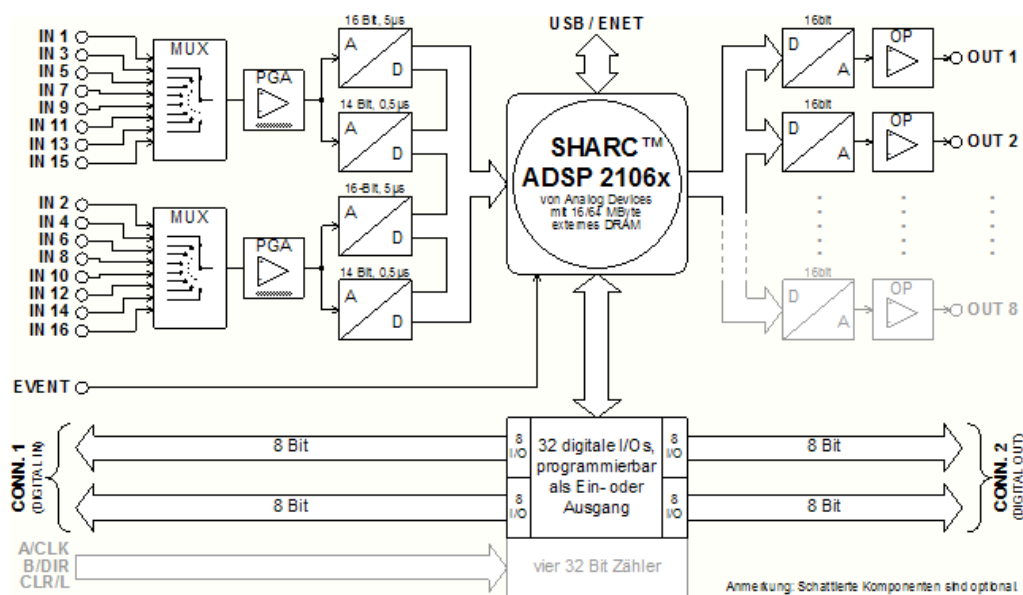


Abbildung 3.16.: Funktionsschema des ADwin-Gold (Quelle: <https://www.adwin.de/de/produkte/Gold-schema-d.png>).

Das ADwin-Gold-System verfügt über einen digitalen 32-Bit-Signalprozessor, auf welchem bis zu zehn Prozesse parallel laufen können [10]. Um die Zugriffszeit für diese Prozesse und andere Komponenten (z.B. Variablen und globale Parameter) zu minimieren, besitzt das System sowohl einen internen Speicher mit 256 kB und 25 ns Zugriffszeit sowie einen externen Speicher von 16 MB. Während der interne Speicher das ADwin-Betriebssystem alle geladenen Prozesse und gewisse Variablen enthält, wird der externe Speicher für die Zwischenspeicherung größerer Datenmengen verwendet.

Das ADwin-System verfügt über 16 analoge Eingänge, 4 analoge Ausgänge und 32 digitale Ein- oder Ausgänge. Für die analogen Eingänge wird jeweils ein Multiplexer, ein Verstärker und zwei Analog-Digital-Wandler verwendet, ein 14-Bit-ADC für schnelle und ein 16-Bit-ADC für genaue Messungen.

Für die Ausgabe von Werten mittels des ADwin-Systems stehen eine Auflösung von 16 Bit und ein Spannungsbereich von $\pm 10\text{ V}$ zur Verfügung. Alle Ein- und Ausgänge befinden sich direkt im Adressbereich des digitalen Signalprozessors (*DSP*), um die Zugriffszeiten zu minimieren. Dies gilt auch für den Trigger-Eingang, auch als *EVENT* bezeichnet, welcher verwendet werden kann, um Prozesse durch ein Signal auszulösen und sofort vollständig abzuarbeiten.

Die Verbindung des ADwin-Systems mit einem PC kann per USB oder per Ethernet erfolgen. Mit Hilfe der ADbasic-Software kann der PC unter anderem für die manuelle Eingabe und Visualisierung von Daten sowie das Laden von Prozessen in das ADwin-System verwendet werden.

3.3.2. ADbasic

Die Programmiersprache ADbasic stellt neben klassischen Elementen der Programmierung (z.B. bedingte Anweisungen und Schleifen) auch weitere, für das ADwin-System vorgefertigte Funktionen zur Verfügung. Diese ermöglichen unter anderem das Messen von analogen Eingängen, Lesen und Setzen der digitalen Ein- oder Ausgänge und den Datenaustausch zwischen den ADbasic-Prozessen [9].

Reaktionen zu auftretenden Events können, wie in Abbildung 3.17 dargestellt, nach sehr kurzer Zeit veranlasst werden, da ihre Registrierung und Verarbeitung sowie zugehörige Berechnungen in Bruchteilen von Mikrosekunden stattfinden.

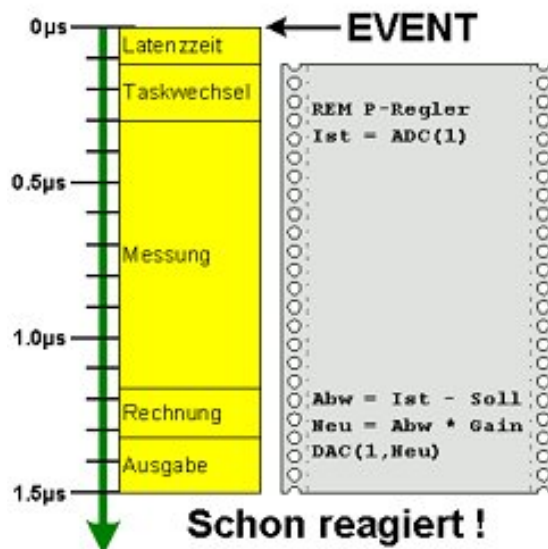


Abbildung 3.17.: Zeitlicher Ablauf für ein Prozessbeispiel (Quelle: <https://www.adwin.de/de/produkte/adbasic.html>).

In diesem Beispiel für einen ADwin-Prozess in Abbildung 3.17 wird zunächst mit der Funktion *ADC()* ein Wert vom Kanal 1 eingelesen. Das Schlüsselwort *REM* zu Beginn des Code-Beispiels markiert lediglich einen Kommentar. Anschließend wird ein Ausgangswert berechnet, welcher weniger als $1,5\ \mu\text{s}$ nach dem Event-Beginn mit der Funktion *DAC()* ausgegeben wird.

Ein ADbasic-Programm besteht in der Regel aus vier Abschnitten. Im ersten Abschnitt werden Variablen und Datensätze deklariert. Der Beginn des zweiten Abschnitts wird durch das Schlüsselwort *INIT* markiert. Der hierauf folgende Code wird nach dem Starten des Prozesses einmal ausgeführt und enthält meistens die Initialisierung von Variablen sowie kleine Berechnungen. Der anschließend folgende Abschnitt des Programmes wird mit dem Schlüsselwort *EVENT* gekennzeichnet. Dieser Bereich wird in einer Endlosschleife ausgeführt, so lange der Prozess auf dem ADwin-System läuft. Er enthält für gewöhnlich das Hauptprogramm, in welchem das Einlesen und die Ausgabe von Daten sowie die wichtigsten Berechnungen erfolgen. Der mit *FINISH* markierte, letzte Abschnitt wird nach Beendigung des Programmes einmal ausgeführt. Da keiner dieser Abschnitte unweigerlich vorhanden sein muss, können Programme auch nur für Speicherreservierung oder Abschlussberechnungen verwendet werden.

Die für die Programmierung des Projektes verwendete Entwicklungsumgebung ist *ADbasic 6*, welche neben einem Editor auch die ADtools-Software enthält. Mit Hilfe verschiedener ADtools-Objekte (z.B. graphische Darstellungen von Datensätzen sowie Eingabefelder) lässt sich eine einfache Anzeige und Kontrolle von Daten und Variablen realisieren. Die ADtools ermöglichen somit nicht nur die Überwachung von Parametern und Werten im Laufe einer Messung, sondern dienen teilweise auch als Ersatz für einen Debugger.

Um weitere Möglichkeiten für die Anzeige und Eingabe von Daten zur Verfügung zu stellen, gibt es außerdem Kommunikationsschnittstellen für mehr als zehn verschiedene Programmiersprachen wie zum Beispiel MATLAB und LabView.

3.3.3. Software zur Flutterregelung

Die Software zur Flutterregelung, welche als Grundlage für die Durchführung dieser Arbeit verwendet wurde, besteht aus drei ADbasic-Prozessen. Wie in Abbildung 3.18 zu erkennen ist, übernimmt der erste Prozess das Einlesen von Spannungswerten, welche am Eingangskanal des ADwin-Systems anliegen. Anschließend werden die Werte in einem FIFO-Datensatz gespeichert.

Bei einem FIFO-Datensatz handelt es sich um einen Ringspeicher, welcher nach dem „First In, First Out“-Prinzip verwaltet wird [8]. Hierbei werden die Daten in

einer Reihe gespeichert. Ein lesender Zugriff auf den Datensatz erfolgt immer auf das Element, welches als erstes hinzugefügt wurde. Zudem wird das Element bei diesem Vorgang aus dem Datensatz entfernt, wodurch Daten in einer FIFO-Struktur immer in der selben Reihenfolge eingelesen und wieder ausgelesen werden.

Auf den FIFO-Datensatz, in dem Spannungswerte gespeichert werden, wird durch den *Prozess 2* zugegriffen. Dieser entnimmt einen Spannungsdatenpunkt und vergleicht diesen mit einem festgelegten Grenzwert. Für den Fall, dass die Auslenkung des Modells, welche durch den Spannungswert ermittelt werden kann, weniger als $3,0 \cdot 10^{-4}$ m beträgt, wird dieser Datenpunkt nicht für eine Frequenzberechnung verwendet. Die Verwendung eines Spannungswertes für eine Modellauslenkung unterhalb dieses Grenzwertes würde zu einer fehlerhaften Frequenzberechnung auf Grund des Signal-zu-Rausch-Verhältnisses führen (siehe 4.2). Konnte eine Frequenzberechnung durchgeführt werden (siehe 3.3.3.1), so wird der berechnete Frequenzwert in einem weiteren FIFO-Datensatz gespeichert. Anschließend wird ein Ausgabewert für die elektrodynamischen Erreger mit Hilfe der aktuellen Modellfrequenz berechnet (siehe 3.3.3.2).

Nun wird der Schalter überprüft, mit dessen Hilfe der Anwender eine manuelle Anregung oder Dämpfung des Modells veranlassen kann (siehe 3.3.3.3). Entsprechend einer gesetzten Anregung oder Dämpfung wird der Ausgabewert angepasst und über den Ausgangskanal des ADwin-Systems an die Erreger gesendet.

Prozess 3 ist für die Mittelung der berechneten Frequenzwerte zuständig. Diese minimiert den Einfluss von fehlerhaften Frequenzwerten, welche bereits durch kleine Messfehler entstehen können. Hierzu werden zunächst 100 Werte aus dem entsprechenden FIFO-Datensatz entnommen und anschließend das arithmetische Mittel dieser Werte berechnet. Der hierbei entstandene Frequenzwert wird anschließend als globaler Parameter gespeichert, so dass die aktuelle Modellfrequenz von anderen Prozessen verwendet werden kann.

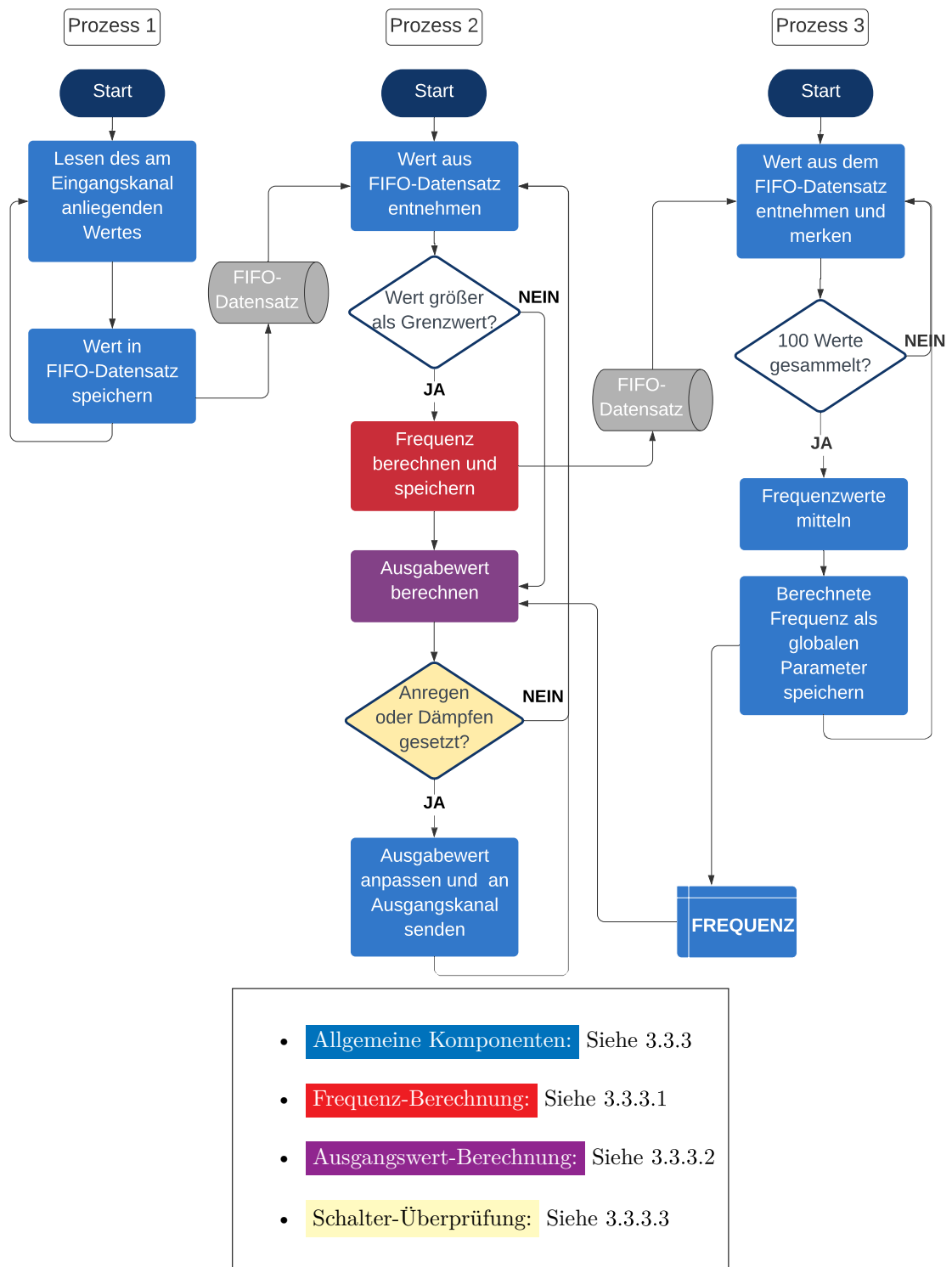


Abbildung 3.18.: Darstellung der vorhandenen Software zur Flutterregelung.

3.3.3.1. Frequenzberechnung

Die Schwingungsfrequenz des Modells wird im zweiten Prozess der vorhandenen Software zur Flutterregelung berechnet (siehe Abbildung 3.18).

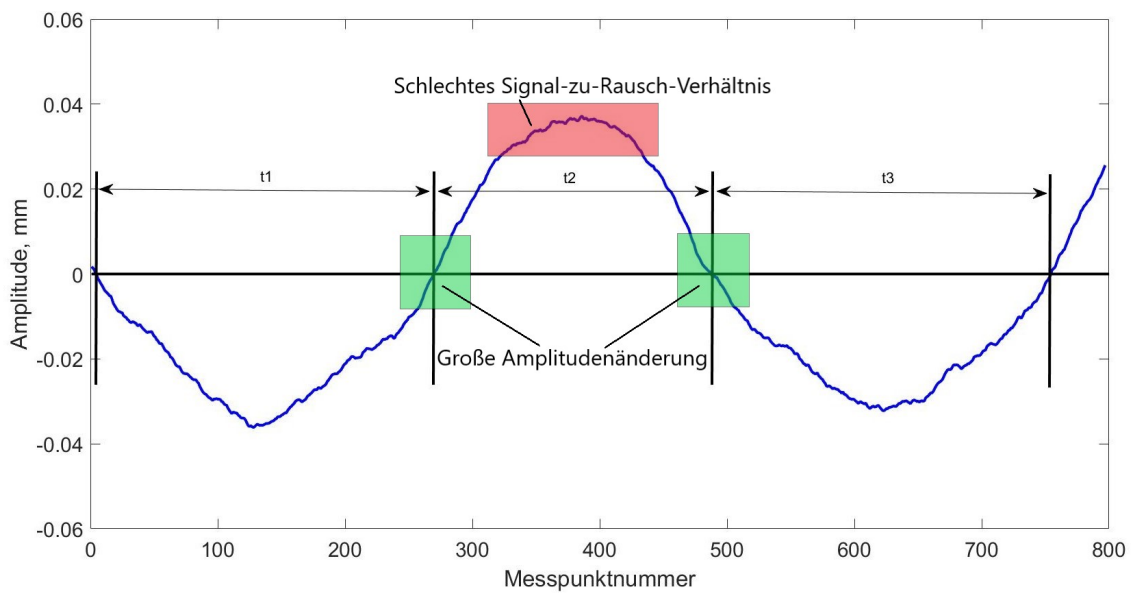


Abbildung 3.19.: Durch ADwin-System aufgenommenes Schwingungssignal.

Wie in Abbildung 3.19 zu erkennen ist, werden die Zeitabstände zwischen den Nulldurchgängen beziehungsweise den Phasenwechseln gemessen, um die Frequenz der Modellschwingung zu berechnen. Diese eignen sich am besten für eine Frequenz-erfassung, da der Nulldurchgang den Punkt mit der größten Steigung bzw. der größten Amplitudenänderung darstellt und dieser somit am wenigsten vom Signal-zu-Rausch-Verhältnis beeinflusst wird. Insbesondere bei Modellschwingungen mit kleinen Amplituden sind beispielsweise die Periodenmaxima- und Minima häufig nicht eindeutig zu identifizieren. In Abbildung 3.19 ist diese Problematik in der dargestellten Modellschwingung mit einer Amplitude von nur 0,04 mm gut zu erkennen.

Für die Detektion der Phasenwechsel werden alle Messwerte größer Null einer positiven und alle Messwerte kleiner Null einer negativen Phase zugeordnet. Sobald ein Phasenwechsel erfasst wurde, wird ein interner Prozesstimer überprüft, welcher sich alle $100\ \mu\text{s}$ erhöht (siehe Abbildung 3.20).

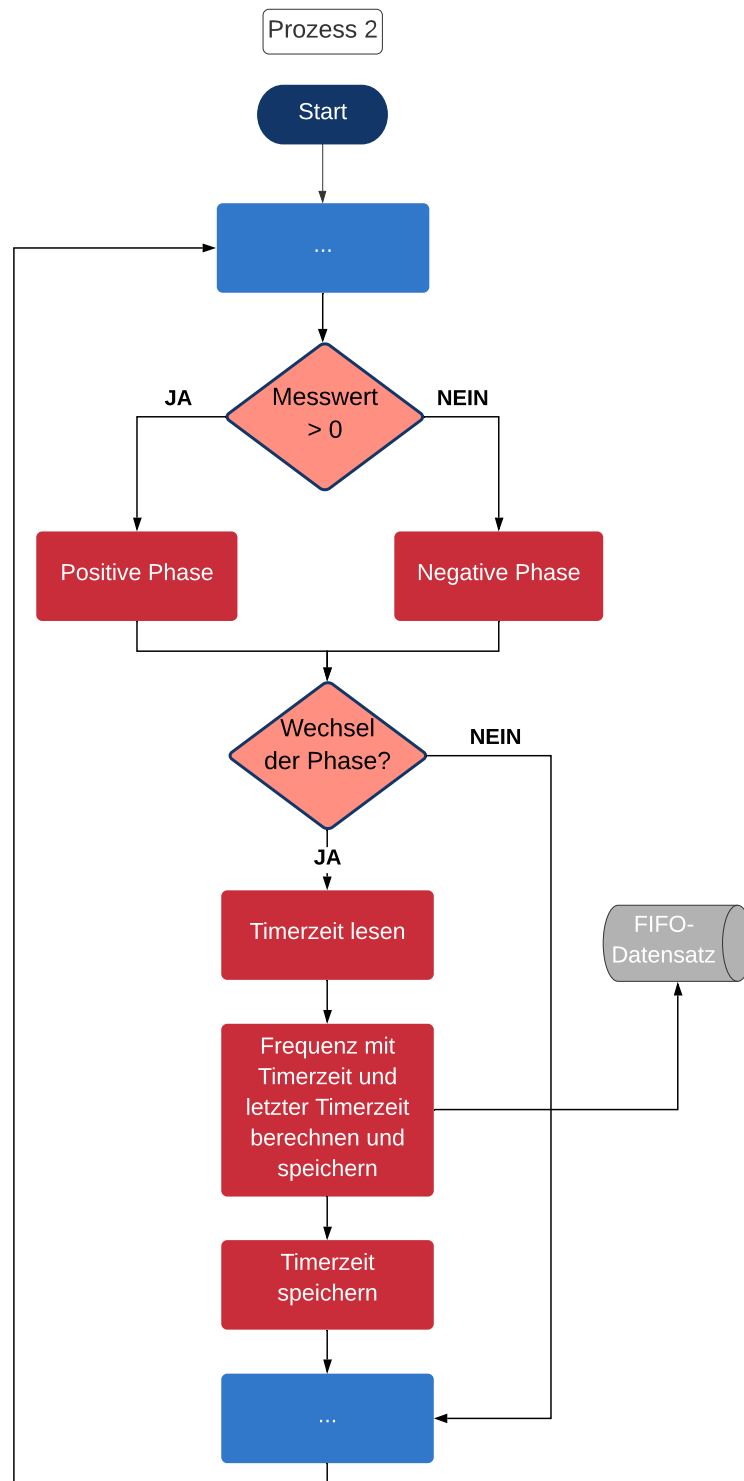


Abbildung 3.20.: Frequenzberechnung über Phasenwechsel.

Das in Abbildung 3.20 Flussdiagramm entspricht einer detaillierten Darstellung der in Abbildung 3.18 rot markierten Frequenzberechnung. Wie in Abbildung 3.20 zu erkennen ist, wird die aktuelle Zeit des Prozesstimers t_i mit der Zeit t_{i-1} verglichen, die beim letzten Phasenwechsel erfasst wurde. Über die vergangene Zeit $\Delta t = t_i - t_{i-1}$ kann die Frequenz f des Signals mittels

$$f = \frac{0,5}{\Delta t \cdot \frac{100}{1 \cdot 10^{-6}}} \quad (3.3)$$

bestimmt werden. Diese wird anschließend in einem FIFO-Datensatz gespeichert (siehe Abbildung 3.18 u. Abbildung 3.20).

3.3.3.2. Berechnung eines Ausgabewertes

Die Berechnung eines Ausgabewertes für die Erreger erfolgt in *Prozess 2* der Software zur Flatterregelung (siehe Abbildung 3.18). Ziel der Signalausgabe ist eine Anregung und Dämpfung des Systems.

Um eine Anregung der Modellschwingung zu erzielen, muss ein Signal mit der Frequenz des Modells und einem Phasenversatz von $\frac{\pi}{2}$ ausgegeben werden.

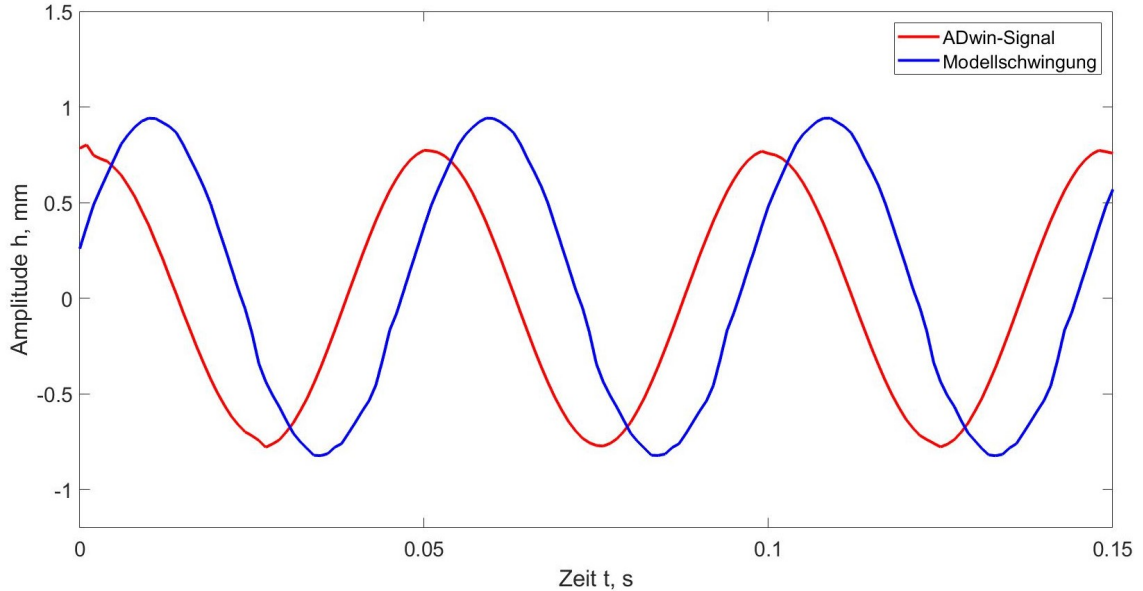


Abbildung 3.21.: Anregung einer Modellschwingung mittels des ADwin-Systems. Der Phasenversatz liegt in der Realität nicht exakt bei 90° . Die Verzögerung ist bedingt durch die Prozesslaufzeit.

3.3. ADwin-System

In Abbildung 3.21 ist eine Anregung des Schlagfreiheitsgrades des Modells zu erkennen. Die blaue Schwingungskurve entspricht der gemessenen Schlagbewegung des Modells, welche durch die Laser aufgezeichnet wird. Die rote Kurve entspricht dem vom ADwin-System ausgegebenen Signal zur Anregung der Modellamplitude.

Für die Berechnung der Ausgangswerte wird der Phasenwinkel der Modellschwingung benötigt. Über die Zykluszeit des Prozessors und den Parameter *processdelay*, welcher die Verzögerung eines Prozesses angibt, kann die Durchlaufgeschwindigkeit des Prozesses berechnet werden. Über die Frequenz der Modellschwingung kann das Eingangssignal nun in einzelne Abschnitte unterteilt werden.

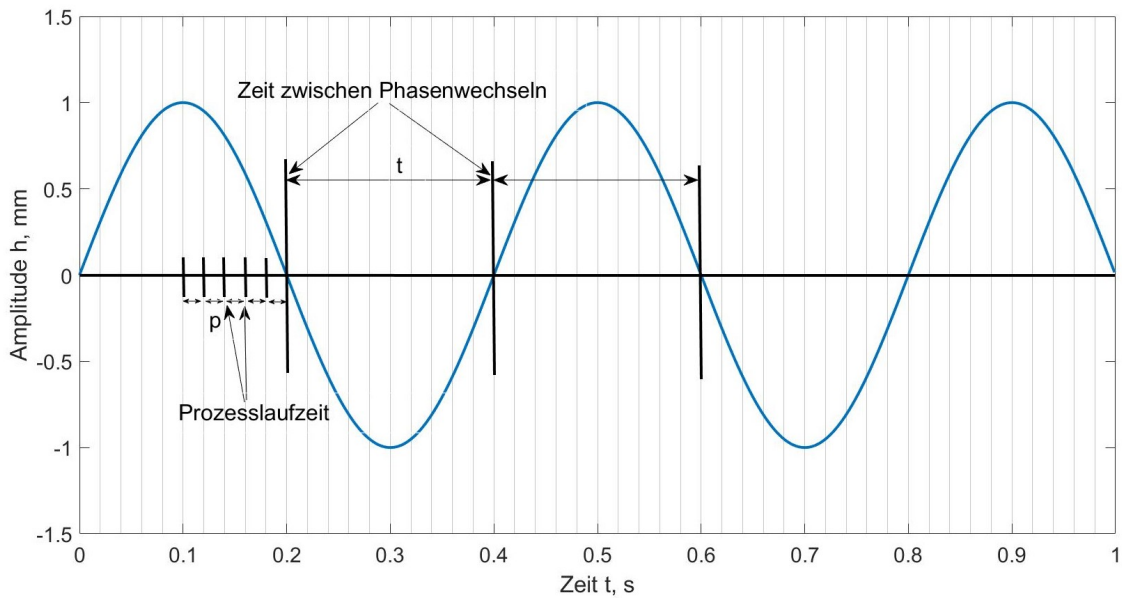


Abbildung 3.22.: Einteilung der Modellschwingung durch Prozesslaufzeit.

In Abbildung 3.22 ist die Modellschwingung durch eine Sinuskurve vereinfacht dargestellt. Jede vertikale Linie markiert hierbei einen Prozessdurchlauf. Mit dem aktuellen Phasenwinkel ϕ , welcher über die Dauer eines Prozessdurchlaufes p sowie der Modellfrequenz f und dem letzten Phasenwinkel ϕ_l durch

$$\phi = \phi_l + (f \cdot p \cdot 2\pi) \quad (3.4)$$

berechnet werden kann, lässt sich mit dem Anregungsfaktor s und dem Verstärkungsfaktor v ein entsprechendes Ausgangssignal U_a erzeugen:

$$U_a = s \cdot v \cdot \cos(\phi + \pi) \quad (3.5)$$

3.3. ADwin-System

Der Kosinus des Phasenwinkels wird hierbei um π verschoben, um das versetzte Anregungssignal zu generieren. Der Anregungsfaktor kann manuell durch den Anwender mittels eines Kippschalters kontrolliert werden (siehe 3.3.3.3). Hierbei entspricht eine Anregung dem Wert $s = 1$ und eine Dämpfung des Systems dem Wert $s = -1$. Der Verstärkungsfaktor des Ausgangssignals kann durch den Anwender gesetzt werden, um die maximale Amplitude des Ausgangssignals zu verändern.

Das Dämpfen der Schwingung ähnelt in weiten Teilen der Anregung. Der einzige Unterschied besteht darin, dass das gesendete Signal um π zum Anregungssignal versetzt ist.

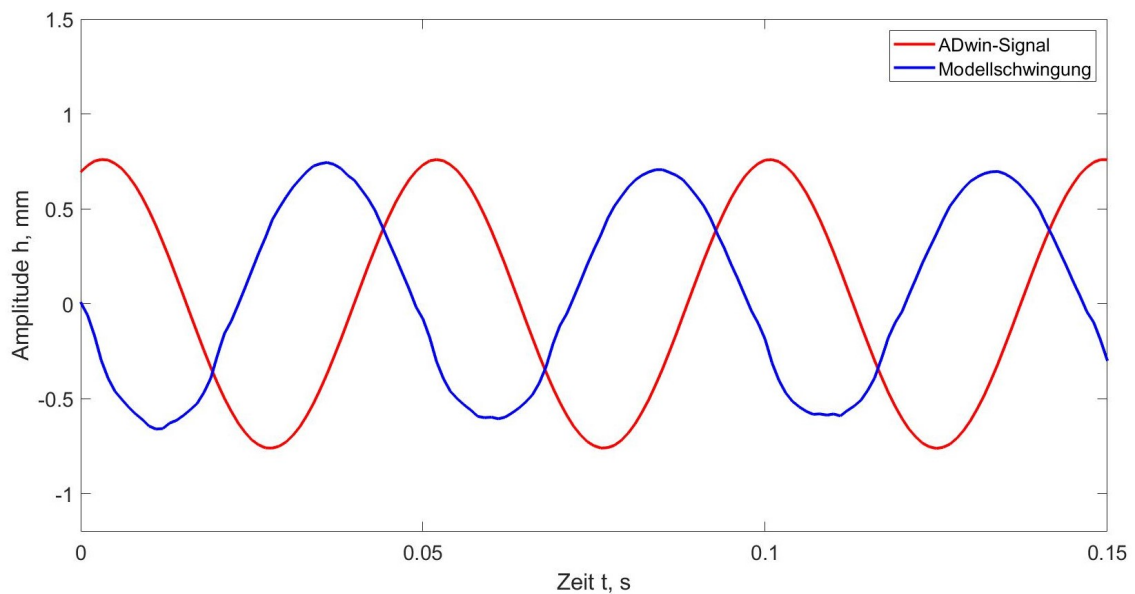


Abbildung 3.23.: Dämpfung einer Frequenz. Der Phasenversatz liegt in der Realität nicht exakt bei -90° . Die Verzögerung ist bedingt durch die Prozesslaufzeit.

Das in Abbildung 3.23 dargestellte rote Dämpfungssignal des ADwin-Systems ist hierbei um $-\frac{\pi}{2}$ zur blauen Modellschwingung versetzt.

Neben der manuellen Dämpfung und Anregung einer auftretenden Schwingung besteht auch die Möglichkeit das Modell mit einer konstanten Amplitude schwingen zu lassen. Dieser Modus der automatischen Amplitudenregelung ist als eine Erweiterung in *Prozess 2* implementiert und kann durch den Anwender gestartet werden. Auch die Größe der Schwingungsamplitude des Modells kann durch den Anwender eingestellt werden.

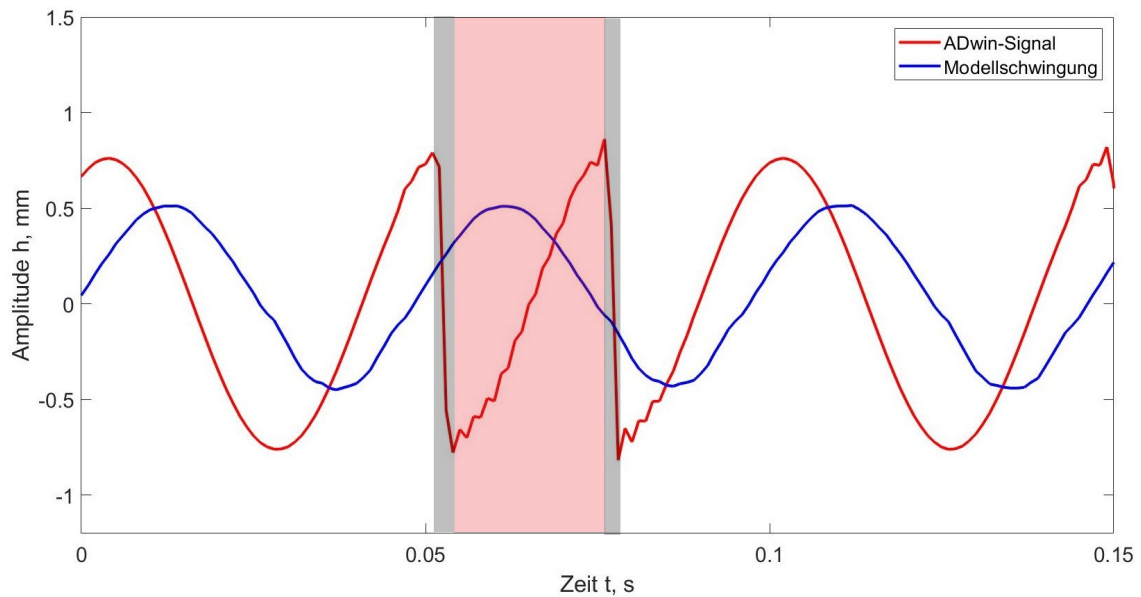


Abbildung 3.24.: Automatische Regelung der Modellamplitude.

Um die Amplitude einzustellen, wechselt die Flutterregelung, wie in Abbildung 3.24 dargestellt, automatisch zwischen einer Dämpfung und Anregung, entsprechend des gemessenen Wertes der Modellamplitude. Die weiß hinterlegten Bereiche stellen die Anregung der Modellschwingung dar, die roten Bereiche die Dämpfung und die grauen Bereiche zeigen den Wechselprozess zwischen Anregung und Dämpfung. Da der maximale Amplitudenwert der letzten Phase immer bei einem Phasenwechsel aktualisiert wird, finden die Wechsel zwischen Anregung und Dämpfung immer an diesem Punkt statt. Hierdurch kommen die plötzlichen Phasenwechsel zustande, welche im roten Anregungssignal des ADwin-Systems zu erkennen sind. Durch diese extremen Spannungsänderungen am Ausgangskanal des ADwin-Systems kommt es zu kleinen Unstetigkeiten im ADwin-Signal, welche die Amplitudenregelung allerdings nicht beeinflussen.

Die automatische Regelung der Amplitude kann auch während einer Variation der Anströmungsgeschwindigkeit durch den Kanal verwendet werden. Sobald das Programm in den automatischen Modus versetzt wird, reagiert es nicht mehr auf die manuellen Anregungen über den Schalter. Eine manuelle Dämpfung ist jedoch nach wie vor möglich und beendet zudem die automatische Amplitudenregelung. Diese Funktion dient als Sicherheitsmechanismus, um das Modell zu dämpfen, falls die automatische Regelung versagen sollte.

3.3.3.3. Überprüfen des Schalters

Um für den Anwender eine Möglichkeit der manuellen Anregung und Dämpfung zur Verfügung zu stellen, ist ein Kippschalter mit einem digitalen Eingang des ADwin-Systems verbunden. In *Prozess 2* wird die Schalterstellung überprüft (siehe Abbildung 3.18) und der Faktor *anregung* (siehe 3.3.3.2) entsprechend angepasst.

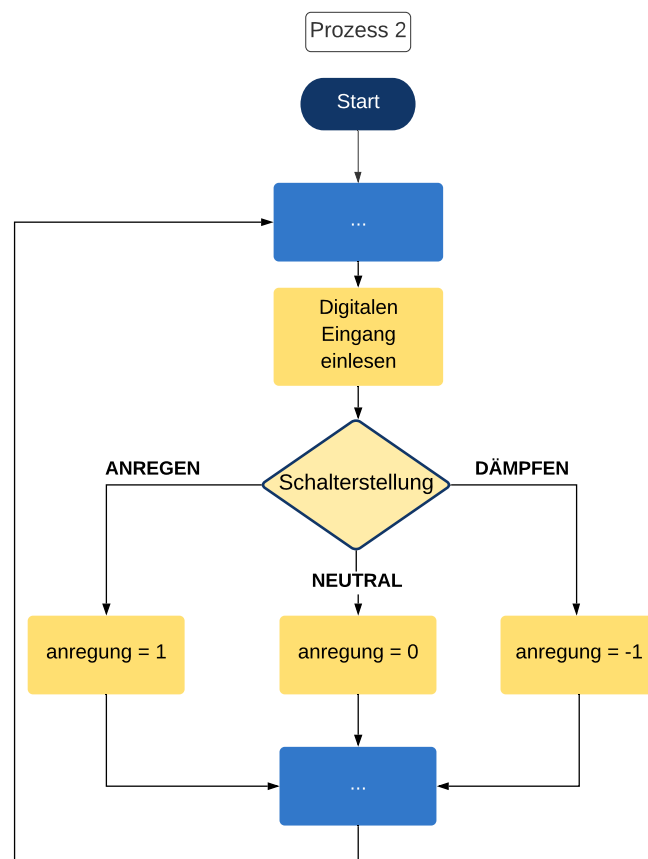


Abbildung 3.25.: Überprüfen der Schalterstellung.

Wie in Abbildung 3.25 zu erkennen ist, wird für eine Anregung der Wert *anregung* = 1 verwendet und für eine Dämpfung der Wert *anregung* = -1. Durch den Vorzeichenwechsel, welcher auf alle Ausgabewerte übertragen wird, entsteht der Phasenversatz von π zwischen Anregung und Dämpfung. Da das Ausgangssignal bei einer neutralen Schalterstellung mit 0 multipliziert wird, werden in diesem Fall keine Ausgabewerte an die Erreger gesendet und das System befindet sich in einem Open-Loop-Zustand. Dabei wird das aeroelastische System nicht beeinflusst.

4. Implementierung

Im folgenden Kapitel werden die Arbeitspakete, welche in 1.1 definiert wurden, genauer behandelt und die Arbeitsschritte, die bei der Implementierung der einzelnen Komponenten durchgeführt wurden, erläutert. Für die Erstellung und Erweiterung der beschriebenen ADbasic-Prozesse wurde die Kanalbelegung nach Abbildung 4.1 beim Adwin-System verwendet:

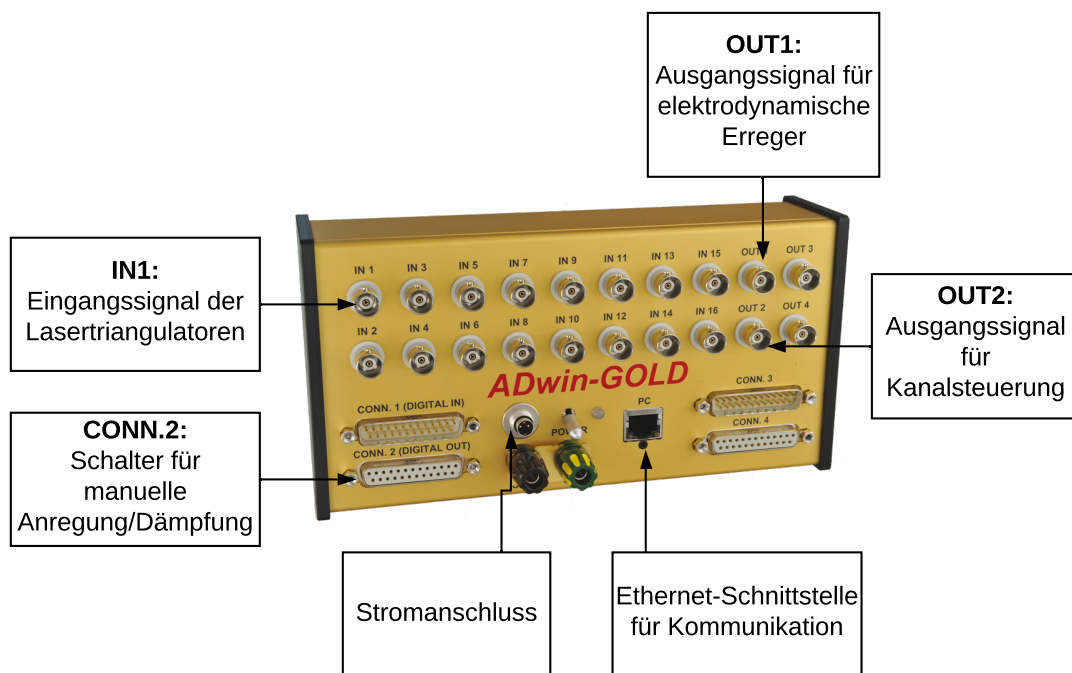


Abbildung 4.1.: Verwendete Kanalbelegung beim Adwin-System
(Quelle: <https://www.adwin.de>).

In der Abbildung 4.2 wird die Kommunikation aller ADbasic-Prozesse untereinander sowie mit dem Windkanal und dem integrierten Modell dargestellt.

Frequenzwert als globaler Parameter gespeichert, welcher unter anderem bei der Berechnung des Offset-Wertes verwendet wird. Des Weiteren implementiert *Prozess 2* verschiedene Routinen zur automatisierten Erfassung kritischer Systemübergänge (siehe 4.5), so dass außerdem ein lesender Zugriff auf Ist- und Soll-Wert für die am Kanal anliegende Spannung erfolgt. Diese werden durch *Prozess 5* bestimmt, welcher die Remote-Steuerung des Windkanals übernimmt (siehe 4.4).

Die genaue Kommunikation der Prozesse und die Funktionsweise der verschiedenen Softwareelemente wird im Folgenden detailliert erläutert. Des Weiteren erfolgt in jedem Unterkapitel eine Prozess-Evaluation und eine Darstellung der jeweilig erzielten Ergebnisse.

4.1. Implementierung einer verbesserten Offset-Berechnung

Der erste Schritt dieser Arbeit war die Implementierung einer verbesserten Offset-Berechnung, welche durch den in Abbildung 4.2 dargestellten *Prozess 4* erfolgt und im Folgenden genauer erläutert wird.

Das Flügelmodell, welches in der Messstrecke angebracht wird, weist zumeist einen kleinen Offset auf. Dieser wird durch die Positionslaser erfasst und muss zunächst von den gemessenen Werten abgezogen werden. Zudem kann die Anströmung des Kanals während einer Messung eine Veränderung dieses Offsets bewirken. Physikalisch begründet sich dies in einer schwachen Divergenz oder auch Flutter-Divergenz-Interaktion [11, 14]. Kousen und Bendiksen beschreiben in ihrem Artikel über die nichtlinearen Aspekte der transsonischen Aeroelastischen Stabilitätsprobleme [11] dies wie folgt: "When \vec{U} was set to 1.75, however, the airfoil performed a dynamic approach to a static equilibrium offset in both pitch and plunge [...]".

Für eine mögliche Anwendung der konzipierten Flutterreglung unter transsonischen Strömungsbedingungen sind des Weiteren auch Verdichtungsstöße und deren Einflussnahme zu berücksichtigen, welche bei einem symmetrischen Flügelprofil gleichermaßen auf Ober- und Unterseite des Modells auftreten [14]. Diese Symmetrie kann jedoch bereits durch eine leichte Veränderung des Modellanstellwinkels α gestört werden, wodurch es zu einer Stoß-Asymmetrie und einem starken Anstellwinkel des Modells kommt.

Eine statische Auslenkung des Flügels stellt vor allem für die Erfassung der Schwingungsfrequenz und die Regelung der Modellamplitude ein erhebliches Problem dar. In Abbildung 4.3 wird die Problematik eines Offsets deutlich. Die Verschiebung des Mittelwertes der Schwingung führt zu veränderten Zeitabstände zwischen den

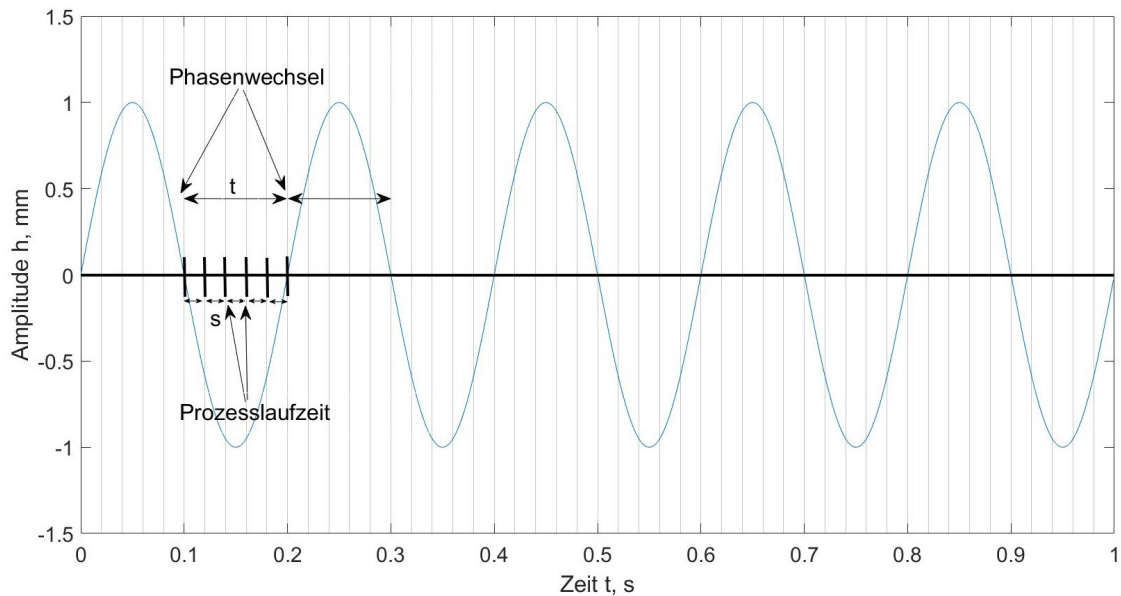


Abbildung 4.3.: Darstellung des Offsets.

erfassten Nulldurchgängen (vgl. t_1 und t_2). Da die Frequenz des Signals an Hand dieser Zeitabstände berechnet wird (siehe 3.3.3), führt dies zu unterschiedlichen beziehungsweise fehlerhaften Frequenzwerten für die Schwingung.

Durch die Berechnung eines Frequenzmittelwertes über mehrere erfasste Perioden kann diese Problematik theoretisch minimiert werden. Wenn jedoch die gesamte in Abbildung 4.3 dargestellte Schwingung unter die Nulllinie verschoben wird oder sich die Amplitude bei gleichbleibendem Offset stark verringert, kann keine Frequenz mehr erfasst werden.

Zudem orientiert sich das Ausgangssignal, welches durch das ADwin-System erzeugt wird, an den Nulldurchgängen, um die benötigte Phasenverschiebung zum Eingangssignal zu erzeugen. Daher ist es im Falle eines starken Offsets nicht möglich, eine zuverlässige Anregung oder Dämpfung zu realisieren. Um die Offset-Problematik zu beheben, wurde im ersten Schritt der Arbeit eine Routine implementiert, die beim Starten des Programmes ausgeführt wird und den Offset des Modells in der Ruhelage berechnet. Hierzu werden über einen kurzen Zeitraum die Spannungswerte der Laser gemessen und daraus anschließend ein Mittelwert berechnet. Eine Veränderung des Offsets im laufenden Betrieb kann mit dieser Methode jedoch nicht überwacht werden. Um eine dynamische Berechnung des Offsets zu realisieren, wurde ein erstes Konzept zur Erweiterung der vorhandenen Software erstellt, welches in der folgenden Abbildung 4.4 dargestellt ist.

4.1. Implementierung einer verbesserten Offset-Berechnung

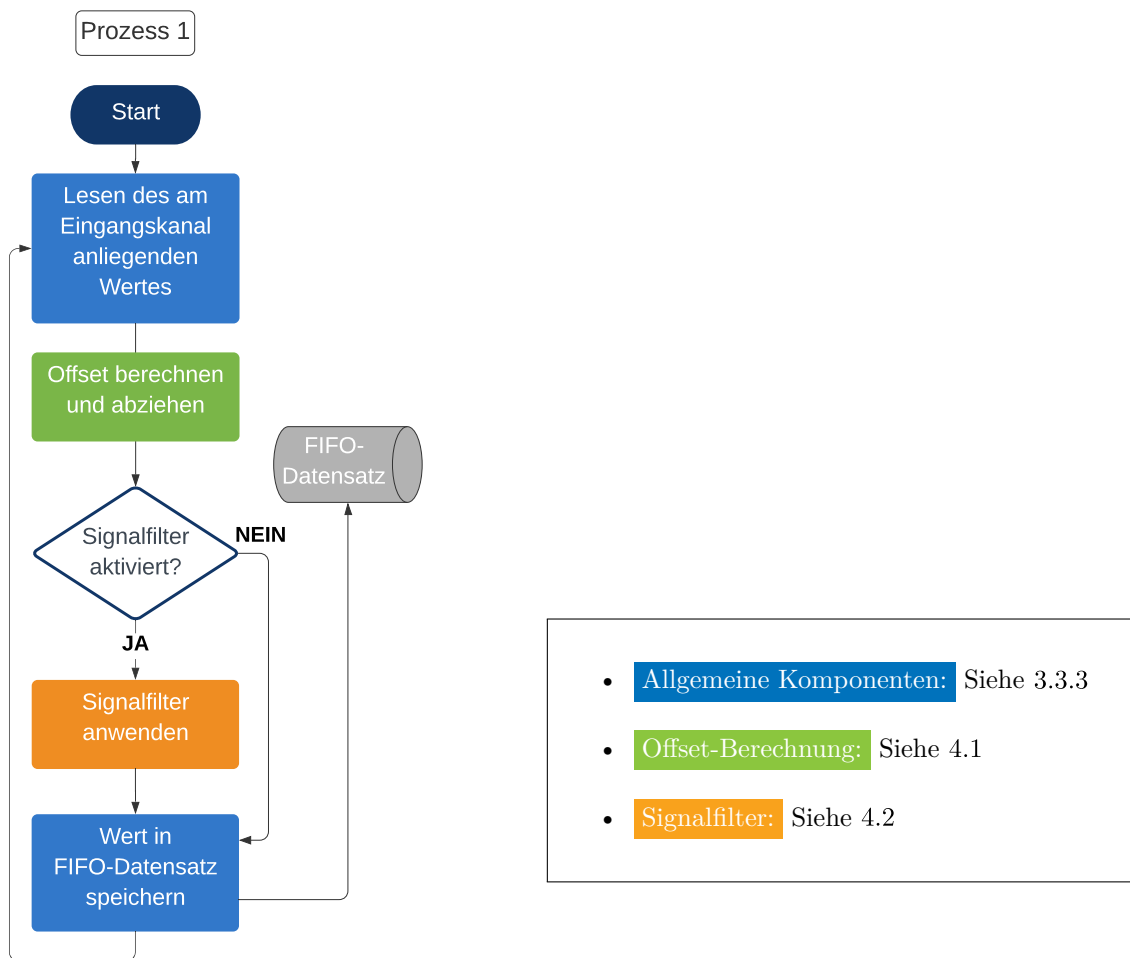


Abbildung 4.4.: Erstes Konzept zur Erweiterung der bisherigen Software.

Das Konzept umfasst die Erstellung einer neuen Routine, welche, wie in Abbildung 4.4 dargestellt, als eine Erweiterung des bereits vorhandenen *Prozess 1*¹ implementiert wurde. Die erstellte Routine speichert eine bestimmte Anzahl an gemessenen Werten und bildet daraus einen Mittelwert, welcher dann als Offset dient. Das Testen dieser Routine im laufenden Kanalbetrieb ergab jedoch, dass diese Variante der Offset-Erfassung nur bis zu einer Modellschwingung mit einer Amplitude von $5,0 \cdot 10^{-5}$ m eingesetzt werden kann. Andernfalls treten beachtliche Abweichungen bei den errechneten Offset-Werten auf, da die Spannungssignale der Laser zu stark von dem eigentlichen Offset abweichen.

¹Der *Prozess 1* übernimmt unter anderem die Aufgabe des Einlesens von Werten vom Eingangskanal des ADwin-Systems (siehe 3.3.3).

4.1. Implementierung einer verbesserten Offset-Berechnung

Diese Abweichung könnte minimiert werden, in dem eine größere Anzahl an Messpunkten gesammelt wird. Für die Berechnung des Mittelwertes wird allerdings eine Zählschleife benötigt, welche bei einer großen Anzahl von Messpunkten zu starken Performanceverlusten beim Prozess oder im schlimmsten Fall sogar zu einem Timeout-Error beim ADwin-System führt.

Daher stellt diese neue Routine lediglich eine gute Möglichkeit dar, den Offset des Modells zu ermitteln, so lange es sich in der Ruhelage befindet beziehungsweise keine Anströmung durch den Kanal vorliegt. Da einer Veränderung des Offsets aber häufig bei zunehmender Strömungsgeschwindigkeit entsteht, ist diese Methode nicht ausreichend.

Aus diesem Grund wurde ein neuer ausgelagerter *Prozess 4* erstellt, der unabhängig arbeitet und einen dynamischen Offset-Wert an Hand eines gleitenden Mittelwertes bestimmt. Die Implementierung dieses Prozesses ist im folgenden Quellcode 4.1 abgebildet.

Quellcode 4.1: Implementierung der Berechnung eines gleitenden Mittelwertes.

```
1  #define NULL 32768 'Digitale Null der ADwin
2  #define offset PAR_1 'Offset des Eingangssignals
3
4  #IF Processor = T9 THEN 'Prozessor des ADwin-Systems
5  #define cycle_time 100e-6 'us 'Zykluszeit entspricht 100us
6  #ENDIF
7
8  #define output_rate 10000 'Hz 'Ausgaberate in Hertz
9
10 DIM DATA_3[100000] AS FLOAT AS FIFO 'Datensatz für Spannungswerte
11 DIM samples, cnt, sum AS INTEGER AT DM_LOCAL
12 DIM msr_time AS FLOAT AT DM_LOCAL 'Variablen im internen
13 DIM time, last_time AS LONG AT DM_LOCAL 'Datenspeicher
14
15 INIT:
16
17     FIFO_CLEAR(3) 'Datensatz leeren
18
19     sum = 0 'Summe gleich 0 setzen
20     last_time = 0 'Letzte Prozesszeit auf 0 setzen
21
22
23 EVENT:
24
25     IF (FPAR_2 > 0) THEN 'Wenn Frequenz größer 0
26         msr_time = 50 / FPAR_2 'Messzeit berechnen
27         samples = output_rate * msr_time 'Sample-Anzahl berechnen
28         time = READ_TIMER() 'Prozesszeit speichern
```

4.1. Implementierung einer verbesserten Offset-Berechnung

```
29
30     IF (time - last_time > samples) THEN      'Wenn Sample-Anzahl gemessen
31     FOR cnt = 0 TO samples                    'Alle Samples
32         sum = sum + DATA_3 - NULL           'aus Datensatz aufaddieren
33     NEXT cnt
34
35     offset = (sum / samples)                  'Offset berechnen
36     last_time = time                          'Letzte Prozesszeit aktualisieren
37     sum = 0                                  'Summe gleich 0 setzen
38 ENDIF
39 ENDIF
40
41
42 FINISH:
43
```

Wie dabei in Zeile 26 von Quellcode 4.1 zu erkennen ist, kann die Messzeit für die Offsetbestimmung variieren und wird durch den globalen Parameter *FPAR_2* für die aktuell berechnete Modellfrequenz ermittelt. Dies garantiert, dass eine ausreichende Menge von insgesamt 50 Schwingungsperioden erfasst wird, um einen genauen Offsetwert zu gewährleisten. Über die Messzeit und die bekannte Samplingrate der ADwin von 10 kHz kann auf diese Art und Weise die Anzahl der Messwerte berechnet werden, die das ADwin-System erfasst.

Beispielsweise wird bei einer Frequenz von 50 Hz für eine Sekunde gemessen. In dieser Sekunde werden insgesamt 10.000 Werte gesammelt, bevor daraus anschließend der Offset bestimmt wird, indem alle Werte aufaddiert werden und ihr arithmetisches Mittel berechnet wird.

Wie in Abbildung 4.5 dargestellt, führt die Erstellung eines neuen Prozesses für die Offset-Berechnung dazu, dass in *Prozess 1* nur noch der Abzug des ermittelten Wertes erfolgt, nachdem ein Spannungswert vom Eingangskanal des ADwin-Systems gelesen wurde. Nach der Bereinigung des Wertes um den Offset wird der Signalfilter angewandt (siehe 4.2) und der finale Wert in einem Datensatz gespeichert, um von den anderen Prozessen verwendet werden zu können (z.B. zur Berechnung der Modellfrequenz). Im *Prozess 4*, welcher in Abbildung 4.5 dargestellt ist, erfolgt zunächst eine Überprüfung des globalen Parameters für die Schwingungsfrequenz des Modells. Gleicht der Frequenzwert dem Wert 0, so konnte noch keine Modellfrequenz berechnet werden und die Offset-Berechnung startet erneut. Ein Frequenzwert von 0 kann für die Offset-Berechnung nicht verwendet werden, da im Laufe des Algorithmus durch diesen Wert dividiert werden muss (siehe Quellcode 4.1, Z. 26). Liegt jedoch eine Modellfrequenz größer 0 vor, so werden anschließend die Messzeit und die Sample-Anzahl für die Offset-Messung berechnet. Sobald die Messzeit abgelaufen ist

4.1. Implementierung einer verbesserten Offset-Berechnung

und die entsprechenden Werte an Samplen gemessen wurde, wird der Offset gemäß Quellcode 4.1 berechnet und der Offset-Wert als globaler Parameter gespeichert.

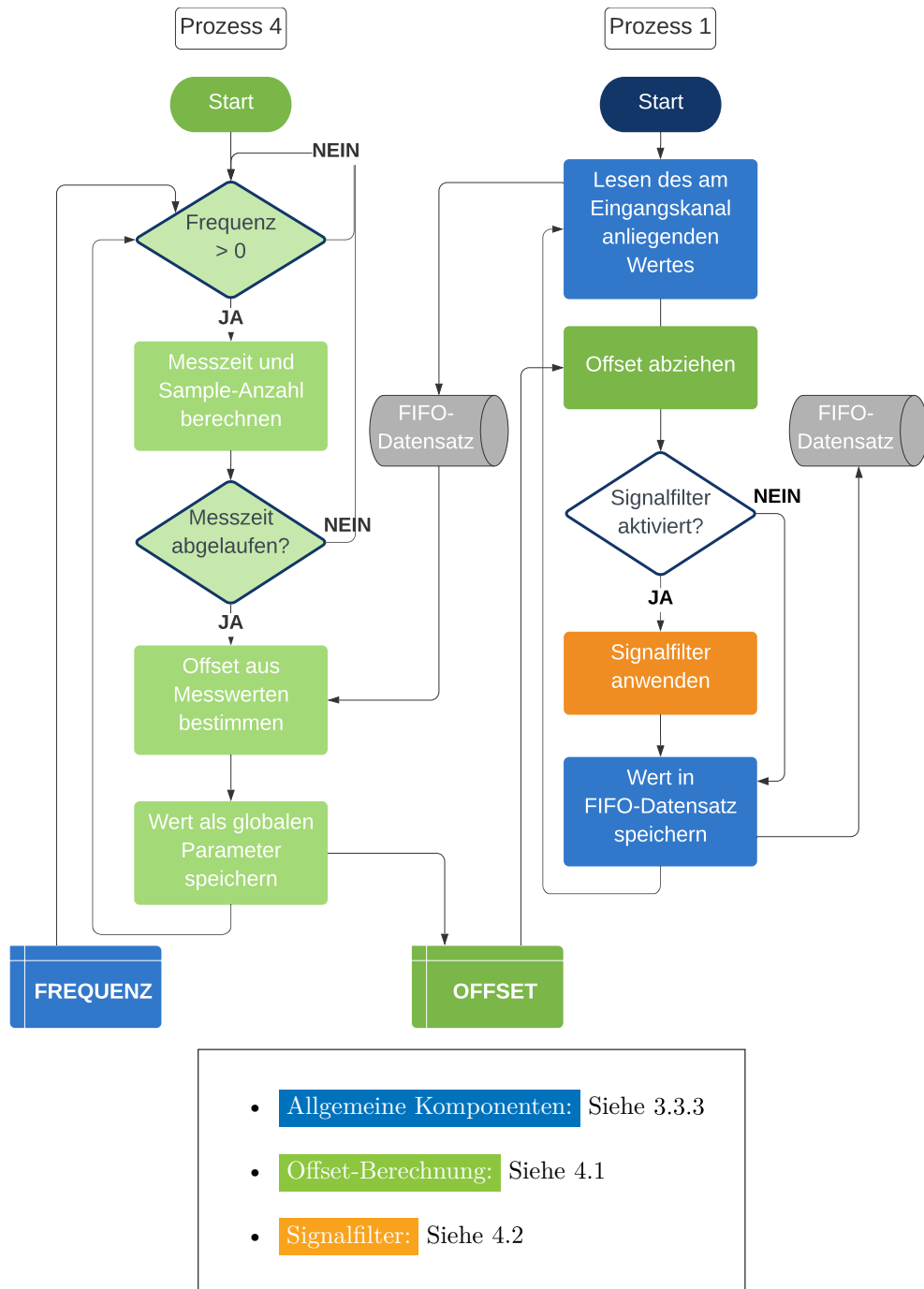


Abbildung 4.5.: Übersicht der Offset-Berechnung.

4.2. Entwicklung eines Signalfilters für die Frequenzbestimmung

Die korrekte Erfassung der Schwingungsfrequenz des Modells erfordert ein sauberes Eingangssignal, welches möglichst frei von Störfrequenzen sein sollte. Die Lasertriangulatoren erfassen jedoch nicht nur die Frequenz der Modellschwingung, sondern auch sämtliche Störfrequenzen. Hierzu gehört beispielsweise auch die Eigenfrequenz des Versuchsstandes. Außerdem ist ein gewisses Grundrauschen auf den Eingangskanälen des ADwin-Systems vorhanden, so dass das Messsignal zusätzlich verunreinigt wird. Vor allem bei der Erfassung von Schwingungen mit einer kleinen Amplitude besteht die Gefahr, dass das Signal-zu-Rausch-Verhältnis eine korrekte Frequenzerfassung nicht zulässt.

Um die bisher verwendete Software diesbezüglich zu evaluieren, wurden mehrere Tests durchgeführt. Diese sollten die Grenzamplituden der Modellschwingung ermitteln, bei denen eine fehlerfreie Frequenzerfassung noch möglich ist. Hierzu wurde das Flügelmodell extern durch einen Frequenzgenerator mit variierenden Amplituden angeregt. Es wurde die geringste Amplitude ermittelt, die durch die ADbasic-Prozesse noch erfasst werden konnte.

Die Evaluierung der in Abbildung 4.6 dargestellten Testkette ergab, dass alle gemessenen Amplituden bis zu einem Grenzwert von $9,7 \cdot 10^{-5} \text{ m}$ nicht für eine Frequenzerfassung oder das Generieren von Ausgangssignalen verwendet werden können. Hieran schließt sich eine Grauzone bis zu einer Amplitude von $3,0 \cdot 10^{-4} \text{ m}$ an, in der eine Frequenzberechnung möglich ist, jedoch Fehler in den errechneten Werten auftreten. Erst ab einer Schwingung des Modells mit einer Amplitude über $3,0 \cdot 10^{-4} \text{ m}$ ist eine fehlerfreie Frequenzerfassung möglich.

4.2. Entwicklung eines Signalfilters für die Frequenzbestimmung

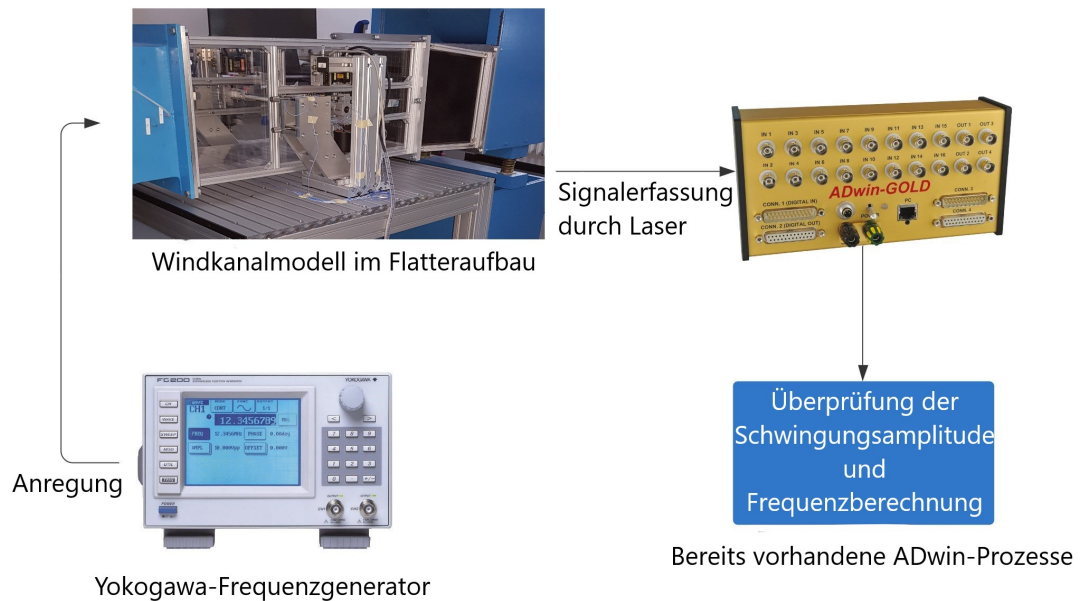


Abbildung 4.6.: Aufbau der Testumgebung zur Evaluierung der Grenzamplitude für eine korrekte Frequenzerfassung
(Quellen: <https://www.adwin.de>, <https://tmi.yokogawa.com>).

Neben der Erfassung der Modellfrequenz wird vor allem die exakte Regelung der Modellamplitude mittels der vorhandenen Software durch das Signal-zu-Rausch-Verhältnis erschwert (siehe 3.3.3). Die Phase der Modellschwingung kann durch das Rauschen nicht eindeutig identifiziert und daher kein entsprechendes Ausgangssignal berechnet werden. Um diese Problematik besser einschätzen zu können, wurden weitere Tests durchgeführt.

Durch den in Abbildung 4.7 dargestellten Testaufbau konnte ermittelt werden, dass die automatische Amplitudenregelung auf Grund der Störfrequenzen erst dann möglich wird, wenn die vom Anwender eingestellte Amplitude für die Modellschwingung mindestens einen Millimeter beträgt.

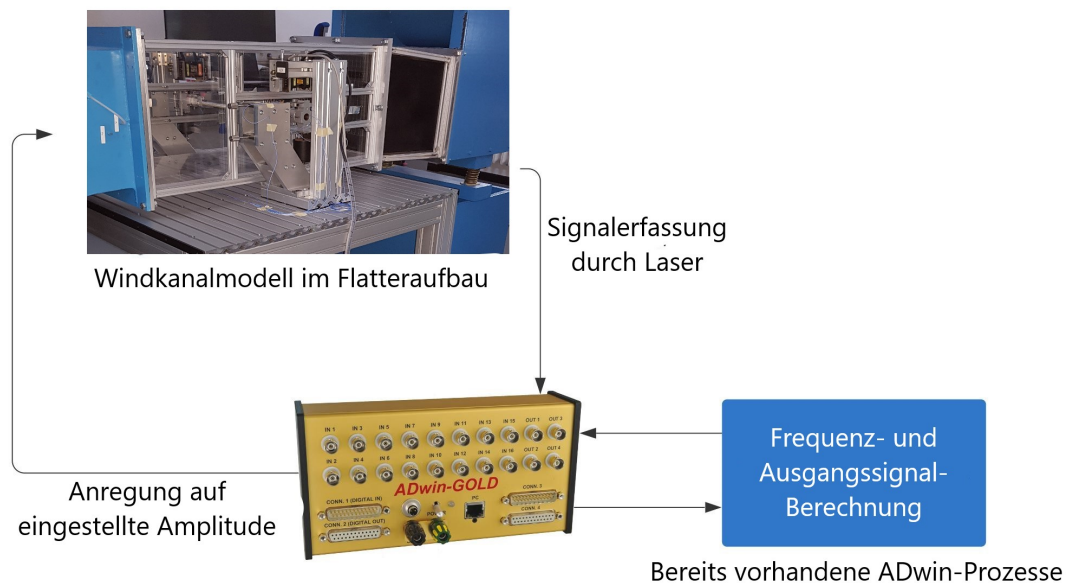


Abbildung 4.7.: Aufbau der Testumgebung zur Evaluierung der Grenzamplitude für eine korrekte Amplitudenregelung (Quelle: <https://www.adwin.de>).

Für die Untersuchung und Kontrolle kritischer Systemübergänge müssen die beschriebenen Grenzwerte für die Frequenzfassung und die automatisierte Amplitudenregelung deutlich verringert werden. Um das System zu verbessern und die Veränderung des Signals durch äußere Einflüsse zu minimieren, ist die Entwicklung eines Signalfilters erforderlich. Hierzu soll der vorhandene *Prozess 1*, wie in Abbildung 4.4 dargestellt, erweitert werden. Der Signalfilter soll aus einem Tief- und einem Hochpassfilter bestehen. Durch die Filterung sollen Schwingungen mit sehr kleinen Amplituden bereits eindeutig registriert und deren Frequenz bestimmt werden können. Zudem soll eine automatische Amplitudenregelung des Modells bis zu einer eingestellten, unteren Grenzamplitude von $5,0 \cdot 10^{-4} \text{ m}$ realisiert werden.

4.2.1. Tiefpassfilter

Für die Minimierung des Grundrauschens spielt vor allem der Tiefpassfilter eine zentrale Rolle. In der Elektronik wird für den Tiefpassfilter ein Widerstand mit einem in Reihe geschalteten Kondensator verwendet.

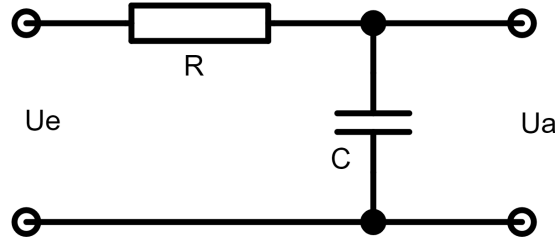


Abbildung 4.8.: Schaltplan eines Tiefpassfilters.

In Abbildung 4.8 ist der Schaltplan für einen Tiefpassfilter dargestellt. Die Ausgangsspannung wird hierbei parallel zum Kondensator abgegriffen. Bei einer Eingangsspannung mit hoher Frequenz kommt es kaum zu einem Spannungsabfall am Kondensator, so dass $U_c = U_a \approx 0$ gilt. Bei einer Spannungsänderung mit langsamer Frequenz hingegen fällt ein Teil der Spannung über den Kondensator ab. Die Ausgangsspannung lässt sich daher mit der Formel

$$U_a = T \cdot \dot{U}_R + U_{a0} \quad (4.1)$$

beschreiben, wobei

$$T = f_g \cdot 2\pi \quad (4.2)$$

gilt. Nach dem 2. Kirchhoffschen Gesetz ergibt sich:

$$U_R = U_e - U_a \quad (4.3)$$

$$U_a = T \cdot \frac{d(U_e - U_a)}{dt} + U_{a0} \quad (4.4)$$

$$U_a \approx T \cdot \frac{(U_e - U_{a0})}{\Delta t} + U_{a0} \quad (4.5)$$

Mit

$$\alpha = \frac{T}{\Delta t} \quad (4.6)$$

folgt

$$U_a = \alpha U_e - \alpha U_{a0} + U_{a0} \quad (4.7)$$

$$U_a = \alpha U_e + U_{a0}(1 - \alpha) \quad (4.8)$$

4.2. Entwicklung eines Signalfilters für die Frequenzbestimmung

Durch die Zuordnung der Größen zu entsprechenden Variablen im ADbasic-Prozess gemäß

$$T \triangleq \text{cofl} \cdot 2\pi \quad (4.9)$$

$$\alpha \triangleq fl \quad (4.10)$$

$$U_e \triangleq in \quad (4.11)$$

$$U_{a0} \triangleq out \text{ bzw. } U_a \triangleq out \quad (4.12)$$

und der Wahl von $\text{cofl} = 100$ ergibt sich für die Minimierung aller Störfrequenzen über 100Hz die folgende Implementierung:

Quellcode 4.2: Codebeispiel für die Implementierung des Tiefpassfilters.

```

1      #define NULL 32768                                'Digitale Null der ADwin
2      #define pi 3.14159265359                            'Die Zahl PI
3      #define 2pi pi * 2                                '2 PI
4      #define cofl 100                                    'Grenzfrequenz
5      #define ic 1                                        'Input channel
6      #define lpf 1                                      'Tiefpassfilter
7
8      #IF Processor = T9 THEN                             'Prozessor des ADwin-Systems
9      #define cycle_time 100e-6 'us                     'Zykluszeit entspricht 100us
10     #ENDIF
11
12     #define output_rate 10000 'Hz                       'Ausgaberate in Hertz
13
14     DIM DATA_1[10000] AS FLOAT AS FIFO                'Datensatz für errechnete Werte
15     DIM in AS INTEGER AT DM_LOCAL                      'Variablen im internen
16     DIM out, fs, fl AS FLOAT AT DM_LOCAL              'Datenspeicher
17
18     INIT:
19
20         FIFO_CLEAR(1)                                    'Datensatz leeren
21
22         processdelay = 1 / output_rate/cycle_time      'Prozessverzögerung
23         fs = output_rate / processdelay                'Abtastfrequenz berechnen
24         fl = cofl * 2pi / fs                           'Frequenzeinteilung berechnen
25
26
27     EVENT:
28
29         in = ADC(ic)                                     'Von Kanal 1 einlesen
30
31         IF (lpf = 1) THEN                                'Wenn Tiefpassfilter aktiviert
32             out = in * fl + out * (1 - fl)             'Tiefpassfilter anwenden

```

4.2. Entwicklung eines Signalfilters für die Frequenzbestimmung

```
33      ENDIF
34
35      IF (FIFO_EMPTY(1) > 0) THEN           'Wenn freier Speicher vorhanden
36          DATA_1 = out                     'Berechneten Wert speichern
37      ENDIF
38
```

Für die Implementierung des Tiefpassfilters, welche in Quellcode 4.2 dargestellt ist, wird unter anderem die Signalabtastfrequenz (f_s) des ADwin-Systems benötigt. Diese wird im Abschnitt *INIT* durch die Ausgaberate und den Verzögerungsparameter des Prozesses berechnet und liegt bei 10 kHz.

Anschließend wird mit Hilfe dieser Abtastfrequenz und der eingestellten Grenzfrequenz der Anteil des Signals berechnet, der mit einer Prozessiteration abgetastet wird (siehe Quellcode 4.2, Z. 24). Diese Schrittweite stellt die Grundlage für die Berechnung des neuen Signales dar, das bei der Anwendung des Filters konstruiert wird.

Hierzu wird im *EVENT*-Abschnitt des Programmes die Funktion *ADC()* verwendet und hierüber ein Wert von dem definierten Eingangskanal eingelesen. Dieser Wert wird nach Anwendung des Tiefpassfilters in einem FIFO-Datensatz gespeichert. Der FIFO-Datensatz der für die Speicherung der berechneten Werte verwendet wird, kann von einem anderen Prozess eingelesen und beispielsweise für die Berechnung der Signalfrequenz verwendet werden. Die dargestellten Operationen im *EVENT*-Abschnitt wiederholen sich, bis der Prozess beendet wird.

4.2.2. Hochpassfilter

Der Hochpassfilter wird verwendet, um kleine Frequenzen abzuschwächen, welche die Berechnung der Modellfrequenz erschweren könnten. In der Elektronik besteht der Hochpassfilter aus einem Kondensator und einem in Reihe geschalteten Widerstand.

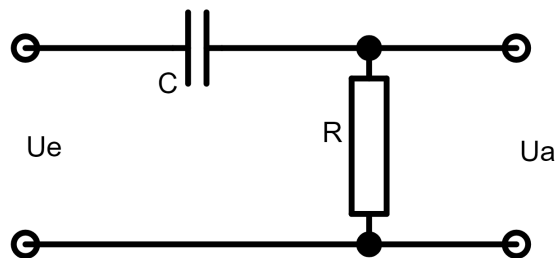


Abbildung 4.9.: Schaltplan eines Hochpassfilters.

4.2. Entwicklung eines Signalfilters für die Frequenzbestimmung

Wie in Abbildung 4.9 zu erkennen ist, wird die Ausgangsspannung parallel zum Widerstand abgegriffen. Bei einer Eingangsspannung mit hoher Frequenz fällt nur eine kleine Spannung am Kondensator ab, so dass die Ausgangsspannung der Eingangsspannung ähnelt. Bei einer niedrigen Frequenz fällt jedoch ein Teil der Spannung über den Kondensator ab, wodurch es über den Zeitverlauf zu einer niedrigeren Ausgangsspannung kommt. Die Ausgangsspannung lässt sich daher mit der Formel

$$U_a = T \cdot \dot{U}_c \quad (4.13)$$

beschreiben, wobei

$$T = f_g \cdot 2\pi \quad (4.14)$$

gilt. Nach dem 2. Kirchhoffschen Gesetz ergibt sich:

$$U_c = U_e - U_a \quad (4.15)$$

$$U_a = T \cdot \frac{d(U_e - U_a)}{dt} \quad (4.16)$$

$$U_a \approx T \cdot \frac{(U_e - U_{e0} - U_a + U_{a0})}{\Delta t} \quad (4.17)$$

Mit

$$\alpha = \frac{T}{\Delta t} \quad (4.18)$$

folgt

$$U_a = \alpha U_e - \alpha U_{e0} - \alpha U_a + \alpha U_{a0} \quad (4.19)$$

$$U_a + \alpha U_a = \alpha U_e - \alpha U_{e0} + \alpha U_{a0} \quad (4.20)$$

$$U_a(1 + \alpha) = \alpha(U_e - U_{e0} + U_{a0}) \quad (4.21)$$

$$U_a = \frac{\alpha}{1 + \alpha}(U_e - U_{e0} + U_{a0}) \quad (4.22)$$

Durch die Zuordnung der Größen zu entsprechenden Variablen im ADbasic-Prozess

4.2. Entwicklung eines Signalfilters für die Frequenzbestimmung

gemäß

$$T \triangleq coh \cdot 2\pi \quad (4.23)$$

$$\alpha \triangleq fh \text{ bzw. } \frac{\alpha}{1 + \alpha} \triangleq fh \quad (4.24)$$

$$U_e \triangleq in \quad (4.25)$$

$$U_{e0} \triangleq last_in \quad (4.26)$$

$$U_{a0} \triangleq out \text{ bzw. } U_a \triangleq out \quad (4.27)$$

und der Wahl von $coh = 10$ ergibt sich für die Minimierung aller Störfrequenzen unter 10 Hz die folgende Implementierung:

Quellcode 4.3: Codebeispiel für die Implementierung des Hochpassfilters.

```
1
2  INIT:
3
4      FIFO_CLEAR(1)                                'Datensatz leeren
5
6      processdelay = 1 / output_rate/cycle_time    'Prozessverzögerung
7      fs = output_rate / processdelay              'Abtastfrequenz berechnen
8      fh = coh * 2pi / fs                          'Frequenzeinteilung berechnen
9      fh = fh / (1 + fh)
10
11
12  EVENT:
13
14      in = ADC(ic)                                  'Von Kanal 1 einlesen
15
16      IF (hpf = 1) THEN                             'Wenn Hochpassfilter aktiviert
17          out = (in - last_in + out) * fh
18          last_in = in                             'Hochpassfilter anwenden
19      ENDIF
20
21      IF (FIFO_EMPTY(1) > 0) THEN                   'Wenn freier Speicher vorhanden
22          DATA_1 = out                             'Berechneten Wert speichern
23      ENDIF
24
25
26  FINISH:
27
```

In Quellcode 4.3 wird ersichtlich, dass der berechnete Ausgangswert ebenfalls im Datensatz *DATA_1* gespeichert wird.

In der Praxis werden beide Filter kombiniert, in dem der berechnete Wert des Hochpassfilters als Eingabe für den Tiefpassfilter dient. Im Anschluss wird das Ergebnis, welches durch die Anwendung des gesamten Signalfilters entstanden ist, in dem FIFO-Datensatz *DATA_1* gespeichert.

4.2.3. Auswertung der Ergebnisse

Die Implementierung von Hoch- und Tiefpassfilter hat zu einer erheblichen Verbesserung der Genauigkeit des Systems geführt.

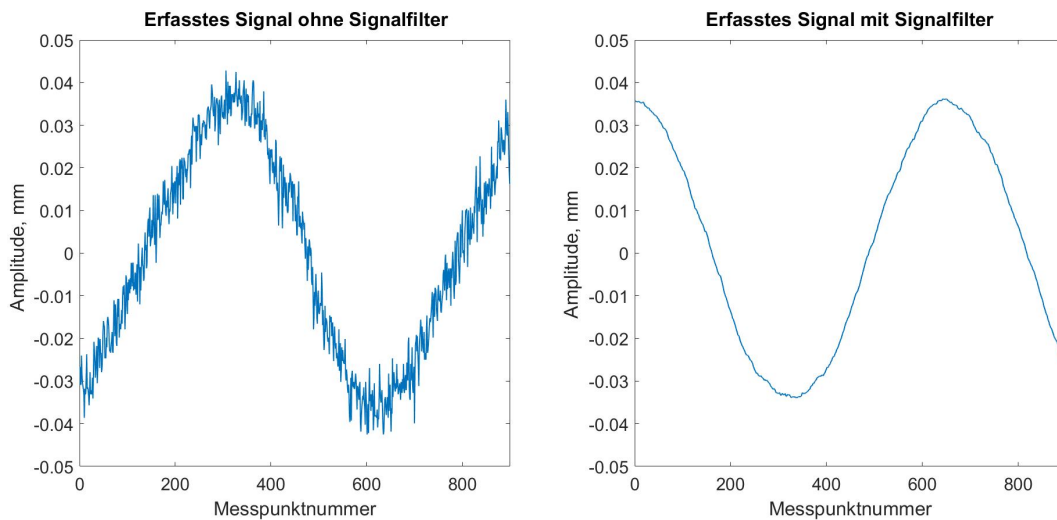


Abbildung 4.10.: Darstellung der erzielten Verbesserungen bei der Signalerfassung.

In Abbildung 4.10 ist das Signal der Modellschwingung dargestellt, welches durch die Laser-Triangulatoren und das ADwin-System erfasst wird. Das Signal-zu-Rausch-Verhältnis konnte signifikant verbessert werden, wodurch eine eindeutige Erfassung der Nulldurchgänge bereits bei kleinen Modellamplituden möglich ist. Durch die Minimierung des Grundrauschens konnte die vorherige Grenzamplitude der Modellschwingung, die für eine Frequenzfassung verwendet werden kann, von $9,7 \cdot 10^{-5} \text{ m}$ auf einen Wert von $3,245 \cdot 10^{-5} \text{ m}$ reduziert werden. Eine erneute Durchführung der in 4.2 beschriebenen Tests ergab, dass durch den Signalfilter eine exakte Frequenzfassung für jede Amplitude über diesem Grenzwert möglich ist.

Den größten Einfluss auf die Entwicklung des Projektes haben jedoch die Verbesserungen bei der automatischen Amplitudenregelung. Statt einer durch den Anwender

4.3. Verbesserung des Signalgenerators

eingestellten Amplitude von einem Millimeter ist die Regelung nun bis zu einer Amplitude von $6,0 \cdot 10^{-5}$ m möglich. Somit wurde auch das ursprünglich definierte Ziel von $5,0 \cdot 10^{-4}$ m klar übertroffen.

Die erzielten Verbesserungen bei der Amplitudenregelung werden vor allem in Abbildung 4.11 deutlich. In dieser sind zwei Modellschwingungen gegenüber gestellt, die durch eine Anregung erzeugt wurden.

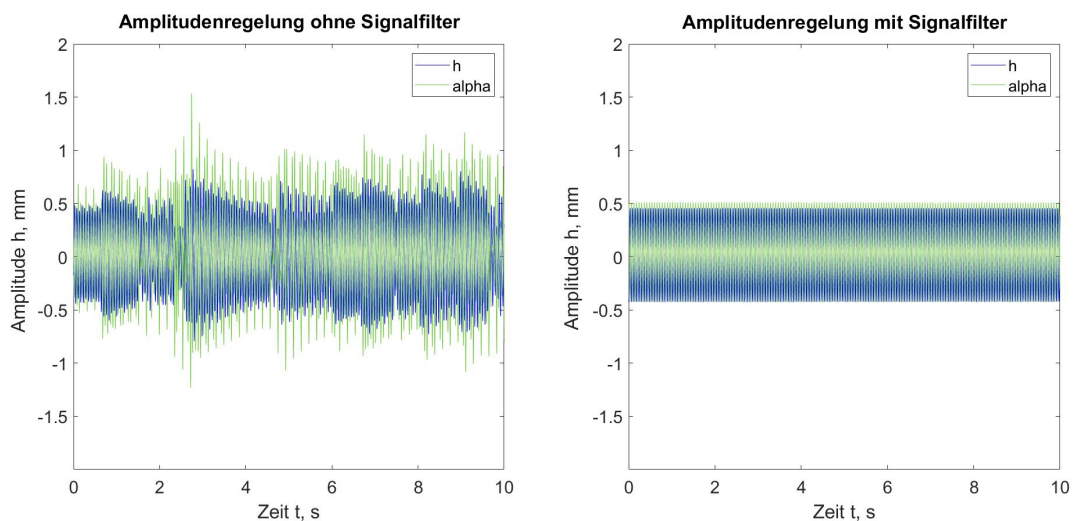


Abbildung 4.11.: Darstellung der erzielten Verbesserungen bei der Amplitudenregelung. Links ist die Schwingung ohne Signalfilter u. rechts mit Filter zu sehen.

In beiden Darstellungen von Abbildung 4.11 wird die durch das ADwin-System realisierte Regelung der Schlagamplitude visualisiert. Das Modell sollte jeweils auf einen Amplitudenwert von 0,5 mm angeregt werden. Die Schwingung des Modells weist nach der Implementierung des Signalfilters deutlich weniger Störungen auf, da durch die verbesserte Signalerfassung auch ein genaueres Anregungssignal erzeugt werden kann. Diese saubere Schwingung des Flügels stellt eine gute Ausgangslage für die Erfassung von kritischen Systemübergängen dar.

4.3. Verbesserung des Signalgenerators

Die Erfassung von kritischen Systemübergängen erfordert nicht nur eine genaue Signalerfassung, sondern auch eine präzise Ausgabe von Signalen, welche durch das ADwin-System auf die elektrodynamischen Erreger übertragen werden. Um diese

Signale besser an die Schwingung des Flügelmodells anzupassen, wurde eine neue Methode zur Berechnung des Verstärkungsfaktors des Dämpfungssignals erstellt. Diese sollte eine zuverlässige Dämpfung ohne ein erneutes Aufschwingen des Systems realisieren (siehe 4.3.1).

Die hierbei gewonnen Erkenntnisse wurden zudem auf die Software zur automatischen Amplitudenregelung übertragen (siehe 3.3.3), so dass auch diese noch weiter verbessert werden konnte (siehe 4.3.2).

4.3.1. Amplitudenmodulation des Dämpfungssignals

Eine Erfassung von kritischen Systemübergängen erfordert eine präzise Dämpfung des Systems. Außerdem stellt die zuverlässige Dämpfung des Systems über die elektrodynamischen Erreger eine der wichtigsten Sicherheitsanforderungen für die Durchführung von Messungen dar (siehe 2.2). Das Herunterfahren des Windkanals bildet die einzige Alternative, um ein unkontrolliertes Flattern zu beenden. Dieser Vorgang benötigt jedoch einige Sekunden, so dass es bereits zu Schäden am Modell oder der Mechanik kommen kann.

Somit ist nur die Dämpfung des Modells über das Signal des ADwin-Systems in der Lage einen sofortigen Einfluss auf die Schwingungsamplitude auszuüben. Daher ist die Wahl des richtigen Verstärkungsfaktors für dieses Dämpfungssignal von zentraler Bedeutung für die Sicherheit des Systems.

Zu Beginn der Arbeit wurde für das Dämpfungssignal ein konstanter Verstärkungsfaktor gesetzt (siehe 3.3.3.2). Hierbei ergibt sich allerdings die Problematik, dass ein zu schwacher Verstärkungsfaktor nicht ausreichend ist, um eine Dämpfung des Systems im Falle eines unkontrollierten Flatterns zu gewährleisten. Ein zu starker Verstärkungsfaktor führt jedoch zu einem erneuten Aufschwingen des Systems.

Wie in Abbildung 4.12 zu erkennen ist, kommt es nach dem markierten Zeitpunkt der Dämpfung und einer anfänglichen Verringerung der Schwingungsamplitude zu einem erneuten Anstieg. Auch im Anschluss erreicht das Modell nie eine konstante Ruhelage.

Dies lässt sich dadurch begründen, dass das Signal zur Dämpfung des Systems bei geringen Schwingungsamplituden zu einer erneuten Anregung führt. Anregung und Dämpfung des Systems unterscheiden sich lediglich in der Phasenverschiebung zur Modellschwingung. Erreicht die Modellschwingung einen unteren Grenzwert, dann können die Phasen nicht mehr korrekt erfasst werden und das Dämpfungssignal kann wiederum eine Anregung bewirken.

Auch wenn das Modell theoretisch eine Ruhelage erreicht, wird weiterhin das Dämpfungssignal mit einer bestimmten Verstärkung und Frequenz an die Erreger geleitet. Dies führt somit automatisch zu einer Anregung, bis die Phasen der

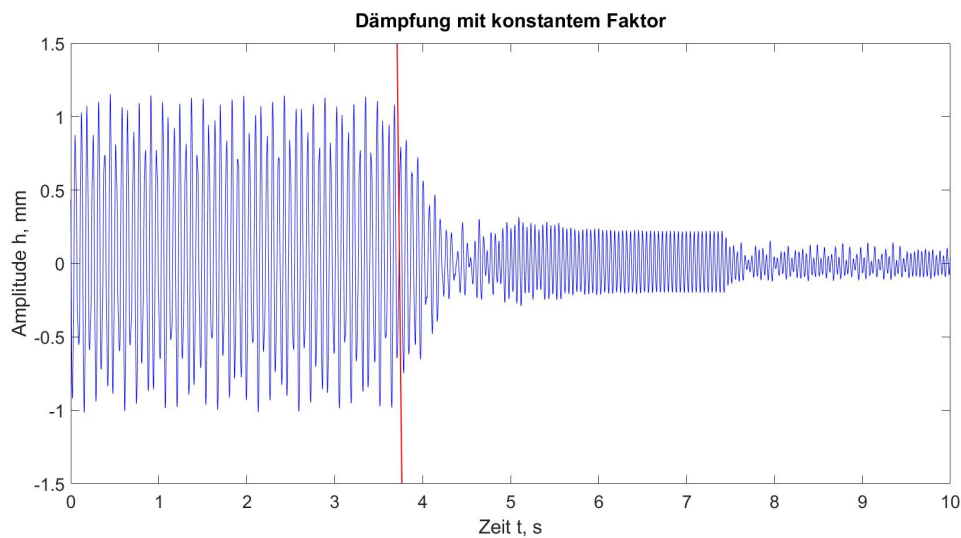


Abbildung 4.12.: Dämpfung des Systems mit großem Verstärkungsfaktor.

Modellschwingung wieder erfasst werden können und das Dämpfungssignal entsprechend angepasst wird.

Dies stellt vor allem bei hohen Anströmungsgeschwindigkeiten ein Problem dar, da hier bereits eine kurze Anregung des Systems zu einem unkontrollierten Flattern führen kann, welches dann nicht mehr durch die Erreger gedämpft wird. Die Wahl eines linear zur Modellschwingung variierenden Verstärkungsfaktors führte zur selben Problematik. Bei einem zu schwachen Anstieg der Verstärkung konnte das System nicht ausreichend gedämpft werden. Ein zu starker Anstieg des Faktors hingegen führte zu einem erneuten Aufschwingen des Systems.

Daher wurde eine Funktion erstellt, welche eine Amplitudenmodulation des Dämpfungssignals an Hand einer quadratischen Abhängigkeit zur Schwingungsamplitude realisiert.

In Abbildung 4.13 wird die Abhängigkeit des Verstärkungsfaktors v zur Amplitude A der Modellschwingung, welche durch die Funktion

$$v = 0,025 \cdot A^2$$

beschrieben wird, dargestellt. Im Falle einer geringen Amplitude ist der Verstärkungsfaktor klein genug, so dass es nicht zu einem erneuten Aufschwingen des Systems kommt. Dennoch steigt der Verstärkungsfaktor schnell genug an, sobald eine stärkere Schwingung des Modells erkannt wurde. Ab einer Schwingungsamplitude von $3,71 \cdot 10^{-4}$ m beträgt die Amplitude des Dämpfungssignals 10 V. Dies entspricht der

4.3. Verbesserung des Signalgenerators

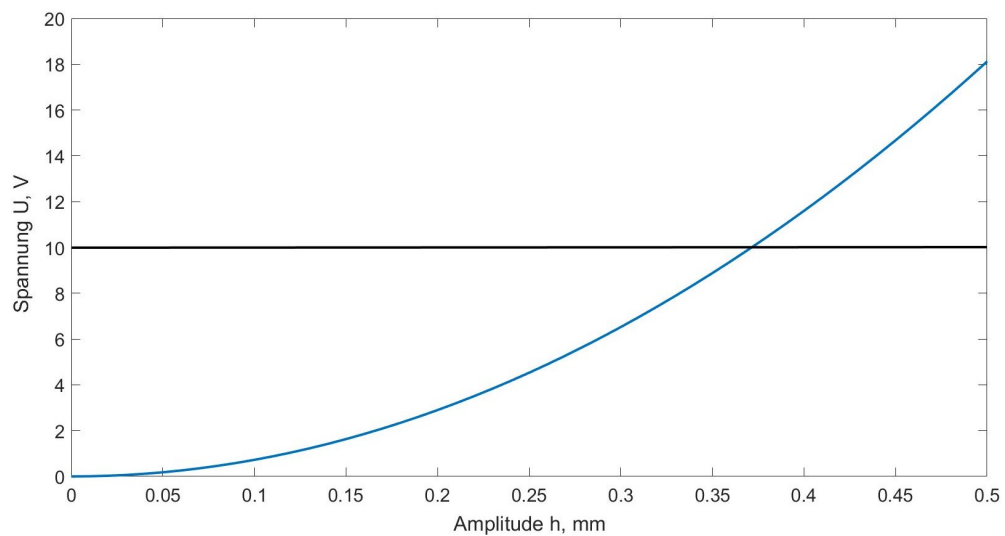


Abbildung 4.13.: Abhängigkeit zwischen Modellamplitude und Verstärkungsfaktor.

maximalen Spannung, welche durch das ADwin-System ausgegeben werden kann.

Durch die Gegenüberstellung der verschiedenen Methoden zur Dämpfung des Systems in Abbildung 4.14 wird die erzielte Verbesserung deutlich. Die Amplitude der Schwingung kann deutlich schneller unterdrückt werden und es kommt zu keiner erneuten Systemanregung. Somit kann eine eindeutige Ruhelage des Modells erzielt werden.

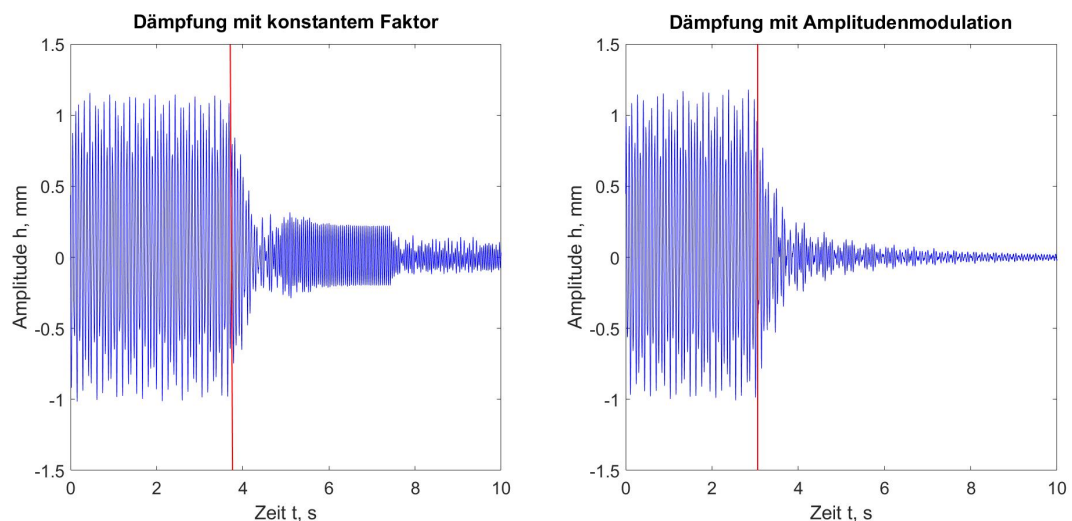


Abbildung 4.14.: Darstellung der erzielten Verbesserungen bei der Dämpfung.

4.3.2. Erweiterung der automatischen Amplitudenregelung

Die automatische Amplitudenregelung, welche bereits in 3.3.3.2 erläutert wurde, hat zu Beginn der Arbeit mit einem konstanten Verstärkungsfaktor gearbeitet, der sowohl für die Anregung, als auch für die Dämpfung verwendet wurde. Um die Stabilität des Systems bei einer Anregung auf eine manuell eingestellte Amplitude zu verbessern und den Einfluss von externen Faktoren zu minimieren, wird der Verstärkungsfaktor nun dynamisch gewählt.

Die Wahl des Verstärkungsfaktors v erfolgt mit einer ähnlichen Funktion, wie sie auch für die verbesserte Dämpfung verwendet wird (siehe 4.3.1).

$$v = (U_{kanal} + 1) \cdot 0,025 \cdot (A_{ist} - A_{soll})^2$$

Als zusätzlicher Faktor für den Verstärkungswert wird hierbei die am Kanal anliegende Spannung verwendet, da bei einer großen Anströmungsgeschwindigkeit auch ein entsprechend größerer Verstärkungsfaktor verwendet werden sollte. Durch die stärkere Regelung der elektrodynamischen Erreger bei großen Anströmungsgeschwindigkeiten wird der Einfluss der Systemdämpfung des aeroelastischen Systems minimiert. Zudem ist der Verstärkungsfaktor nicht hauptsächlich von der Schwingungsamplitude des Modells abhängig, sondern von der Differenz zwischen Ist- und Soll-Amplitude. Beispielsweise wird bei einer eingestellten Soll-Amplitude von einem Millimeter und einer Modellschwingung von 0,9 mm nur mit kleinen Verstärkungsfaktoren gearbeitet, um die Modellamplitude der Soll-Amplitude anzugleichen. Um die durch die Verwendung der Funktion erzielten Verbesserungen zu überprüfen, wurde das Modell über das ADwin-System auf eine feste Amplitude angeregt. Anschließend wurde das aeroelastische System einer externen Störung ausgesetzt.

Wie in Abbildung 4.15 zu erkennen ist, wird die Auslenkung durch die Störung bei einer dynamischen Wahl des Verstärkungsfaktors deutlich schneller unter Kontrolle gebracht. Abgesehen davon ist auch eine Verbesserung bezüglich der eingestellten Amplitude zu erkennen.

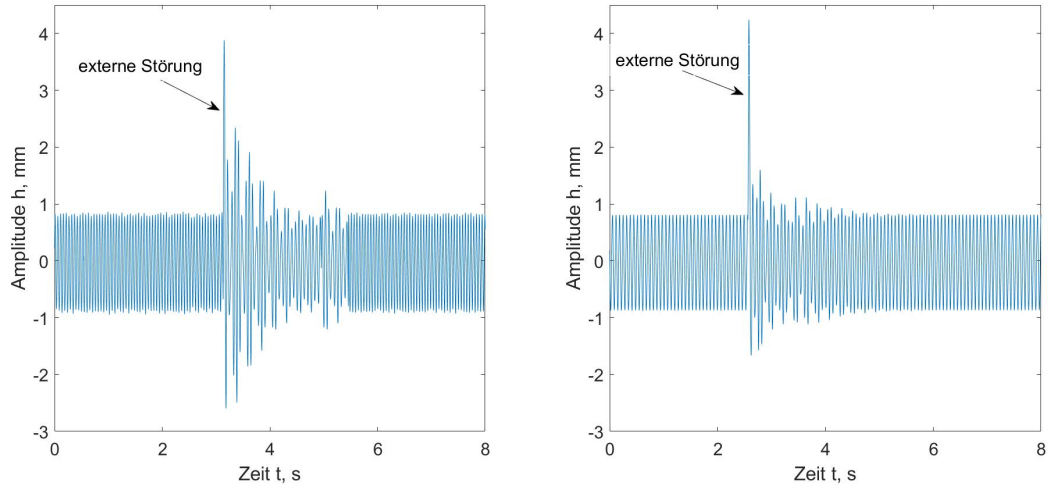


Abbildung 4.15.: Darstellung der erzielten Stabilitäts-Verbesserungen bei der automatischen Amplitudenregelung.

4.4. Implementierung einer Remote-Steuerung des Windkanals

Die Remote-Steuerung des Windkanals wird über das ADwin-System realisiert, welches über ein BNC-Kabel mit dem Windkanal verbunden ist. Mittels eines Kippschalters am Kanal kann bestimmt werden, ob die Umdrehungszahl über ein Potentiometer an einem integrierten Steuerpult oder über die Kabel-Schnittstelle kontrolliert werden soll (siehe 3.2.1).

Die Steuerung mit Hilfe des ADwin-Systems ermöglicht somit eine direkte Kontrolle der Umdrehungszahl des Windkanals über ein Gleichspannungssignal mit $U = 0 \dots 10 \text{ V}$, wobei eine Spannung von $U = 10 \text{ V}$ der maximalen Umdrehungszahl von $1500 \frac{U}{\text{min}}$ entspricht.

Um den Motor des Kanals nicht zu überlasten, müssen verschiedene Sicherheitsmaßnahmen in die Steuerungssoftware integriert werden. Diese verhindern, dass die am Kanal anliegende Spannung, beziehungsweise die darüber gesteuerte Umdrehungszahl, nicht schlagartig geändert werden kann. Daher werden die durch den Benutzer eingestellten Spannungswerte nicht direkt auf den Ausgangskanal der ADwin geleitet. Stattdessen wird sich diesem Wert langsam und iterativ angenähert.

Diese Sicherheitsmaßnahme gilt allerdings nicht nur für die manuelle Einstellung eines Spannungswertes über die ADbasic-Oberfläche, sondern auch für die Einstellung

von Werten durch die Software zur automatischen Flutterregelung. Daher wurde für die Kanalsteuerung ein unabhängiger Prozess erstellt, welchem ein Soll-Wert für die Ausgangsspannung über einen globalen Parameter übergeben werden kann.

Der Prozess verwaltet einen internen Ausgabewert, der sich mit einer festen Schrittgröße an diesen globalen Parameter annähert und an den Ausgangskanal der ADwin weitergeleitet wird. Auf diesen internen Ausgabewert, welcher dem Ist-Wert für die Kanalspannung entspricht, kann weder durch die ADbasic-Oberfläche, noch über andere Prozesse direkt zugegriffen werden.

Wie in Abbildung 4.16 dargestellt ist, ermöglicht allerdings ein anderer globaler Parameter das Überwachen des am Kanal anliegenden Spannungswertes.

Für eine Variation der am Kanal anliegenden Spannung von beispielsweise einem Volt, welche einer Änderung von $150 \frac{U}{min}$ entspricht, wird eine Zeitspanne von 4 s benötigt. In dieser Zeit sollte keine Veränderung der Schwingungsamplitude des Modells mittels der Software erfolgen, da solche Änderungen bei einer variierenden Kanalgeschwindigkeit zu unvorhergesehenen, instabilen Systemzuständen führen können. Daher wird der globale Parameter zur Überwachung der Ist-Spannung durch die Software kontrolliert und eine Variation der Schwingungsamplitude erst dann ausgeführt, wenn der Parameter dem Soll-Wert gleicht.

4.4. Implementierung einer Remote-Steuerung des Windkanals

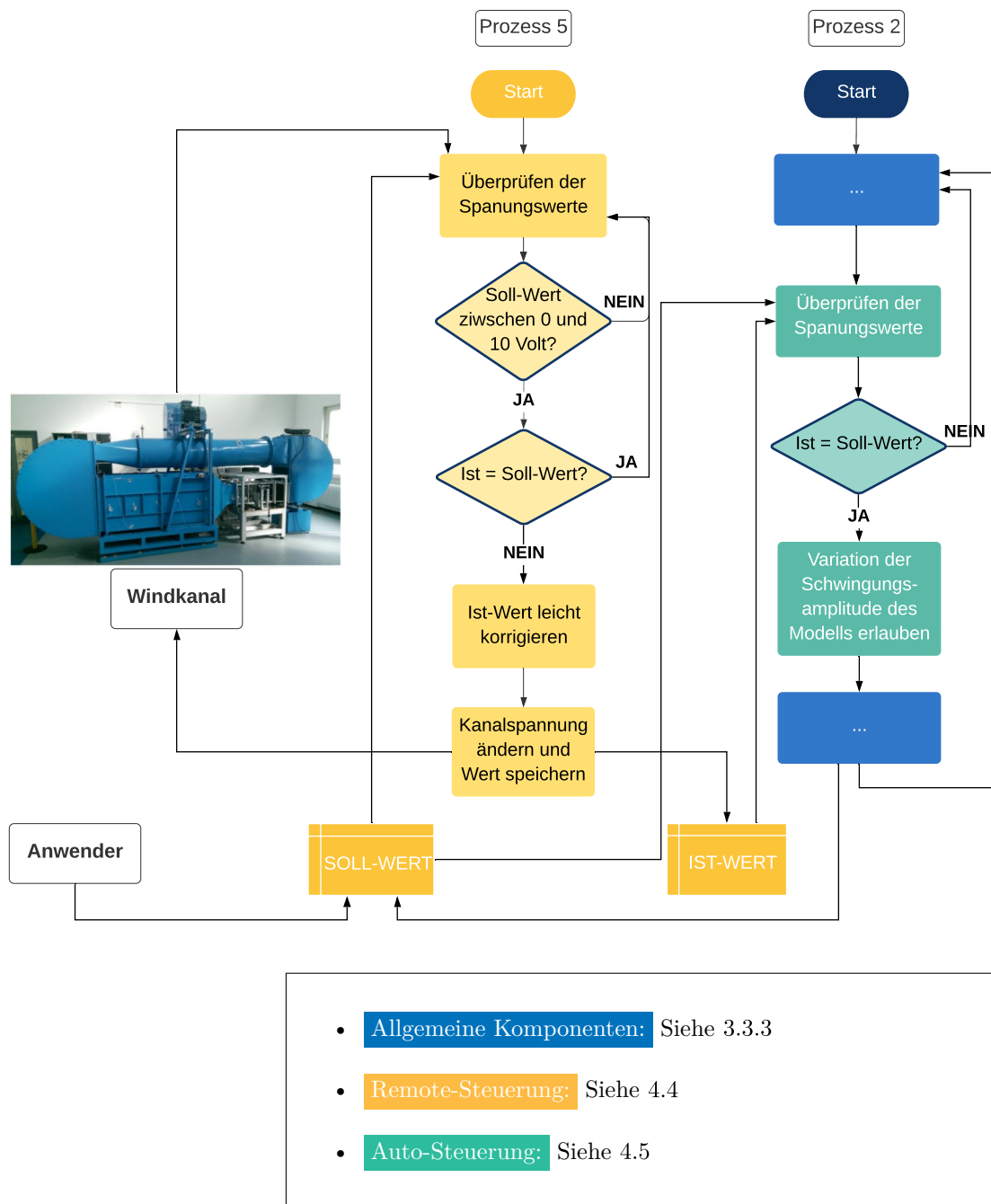


Abbildung 4.16.: Darstellung der Remote-Steuerung des Windkanals.

4.5. Automatisierte Steuerung zur Erfassung kritischer Punkte

Mit Hilfe der Verbesserungen, welche für die Signalerfassung und für die Flatterregelung implementiert werden konnten, und der Remote-Steuerung des Windkanals sollen nun kritische Punkte erfasst werden. Dazu sollen Echtzeitroutinen entwickelt und programmiert werden, die alle Steuerungskomponenten automatisch kontrollieren.

Die grobe Erfassung der kritischen Punkte soll mit zwei unterschiedlichen Varianten durchgeführt werden können. Zum einen sollen kritische Systemübergänge über die Variation des Stabilitätsparameters erfasst werden (siehe 4.5.1). Bei der anderen Variante wird eine Variation der Bewegungsamplitude des Modells bei einem festen Stabilitätsparameter durchgeführt (siehe 4.5.2).

Das Auftreten eines kritischen Punktes wird bei beiden Varianten auf die gleiche Art und Weise definiert. Sobald die Schwingungsamplitude des Modells einen bestimmten Grenzwert überschreitet, ohne dass eine entsprechend große Anregung durch den Kanal oder die elektrodynamischen Erreger ausgeführt wurde, wird dies als kritischer Systemübergang bewertet. Daraufhin wird das Modell gedämpft und die Kanalschwindigkeit verringert. Zudem werden verschiedene Parameter gespeichert, bevor die nächste Messiteration startet.

Eine dritte Echtzeitroutine (siehe 4.5.3) soll die besten Eigenschaften der beiden Varianten übernehmen. Zudem soll diese um weitere Funktionalitäten ergänzt werden, um eine genauere Erfassung der kritischen Grenzamplituden zu gewährleisten. Die drei Echtzeitroutinen werden als eine Erweiterung des *ADbasic-Prozess 2* implementiert und können über einen bestimmten Parameter von Anwender aktiviert und deaktiviert werden. Außerdem werden die Routinen beendet, sobald eine manuelle Dämpfung des Systems über den Schalter (siehe 3.3.3.3) erkannt wurde.

4.5.1. Variation des Stabilitätsparameters

Bei der Erfassung von kritischen Punkten mit Hilfe der Variation des Stabilitätsparameters wird das Modell in mehreren Iterationen auf eine feste Schwingungsamplitude angeregt. Für die Regelung der Amplitude wird in diesem Fall ein reines Anregungssignal verwendet. Nähert sich die Ist-Amplitude dem eingestellten Soll-Wert, verringert sich der Verstärkungsfaktor des Anregungssignals entsprechend der automatischen Amplitudenregelung (siehe 4.3.2). Wird der Soll-Wert überschritten, dann gleicht der Verstärkungsfaktor dem Wert 0.

Sobald die gewünschte Amplitude eingestellt ist, wird die am Windkanal anliegende Spannung langsam erhöht, bis ein bestimmtes Geschwindigkeitslimit für die Kanalanströmung erreicht oder ein kritischer Punkt erfasst wird.

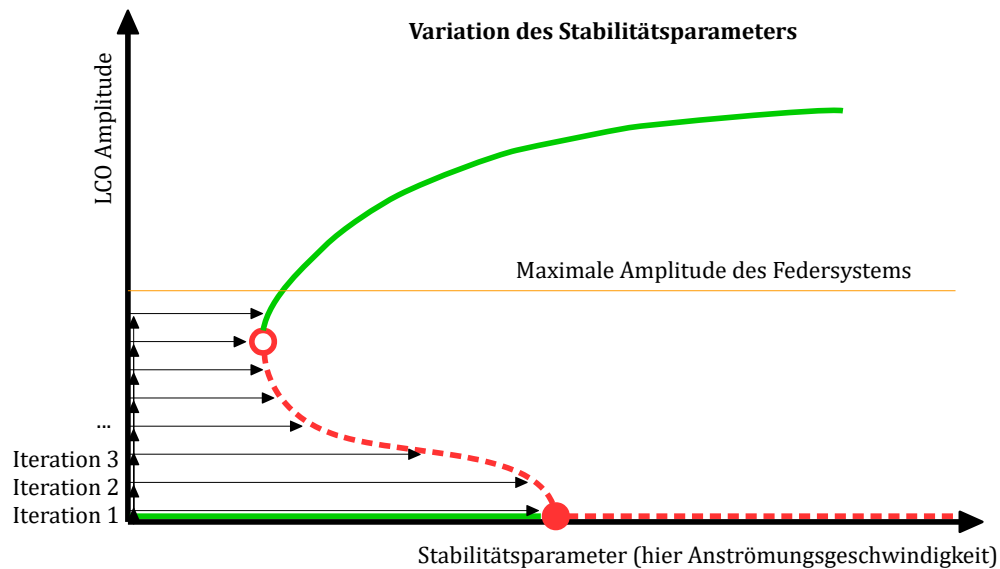


Abbildung 4.17.: Erfassung kritischer Systemübergänge durch Variation des Stabilitätsparameters.

Die in Abbildung 4.17 dargestellte Auflösung der kritischen Systemübergänge erfolgt mit Hilfe eines Abgleiches von Ist- und Soll-Amplitude der Modellschwingung. Überschreitet die Differenz der beiden Amplituden einen Grenzwert 0.16 mm und vergrößert sich diese Differenz auch ohne eine zusätzliche Anregung über das ADwin-System, dann wird die Kanalspannung verringert und das Modell gedämpft.

Außerdem werden verschiedene Informationen über den Punkt festgehalten, an welchem der Grenzwert überschritten wird. Hierzu gehören die eingestellte Kanalspannung, die aktuelle Schwingungsamplitude des Modells, die zuletzt gemessene Amplitude und der Soll-Wert für die Amplitude.

Sobald am Kanal keine Spannung mehr anliegt, wird der Soll-Wert für die Modellamplitude erhöht und der Vorgang wiederholt.

Der Nachteil dieser Methode liegt vor allem in der stark variierenden Systemdämpfung des aeroelastischen Systems bei Variation der Anströmungsgeschwindigkeit. Diese Dämpfung kann im Laufe der Messung so stark ansteigen, dass eine Anregung des Modells über das ADwin-System kaum noch möglich ist. Durch eine fortlaufende Erhöhung der Kanalgeschwindigkeit, kann es zu einem schlagartigen Abfall dieser

Systemdämpfung kommen. Liegt eine entsprechend hohe Kanalgeschwindigkeit und ein Anregungssignal mit großem Verstärkungsfaktor vor, kann es in diesem Fall zu einem starken, unkontrolliertem Flattern kommen, welches eventuell nicht mehr durch die elektrodynamischen Erreger gedämpft werden kann.

4.5.2. Variation der Bewegungsamplitude

Die Erfassung von kritischen Punkten mit Hilfe der Variation der Schwingungsamplitude des Modells ähnelt der zuvor beschriebenen Variante (siehe 4.5.1). Der Unterschied liegt hierbei in der konstanten Kanalgeschwindigkeit während der jeweiligen Messiteration.

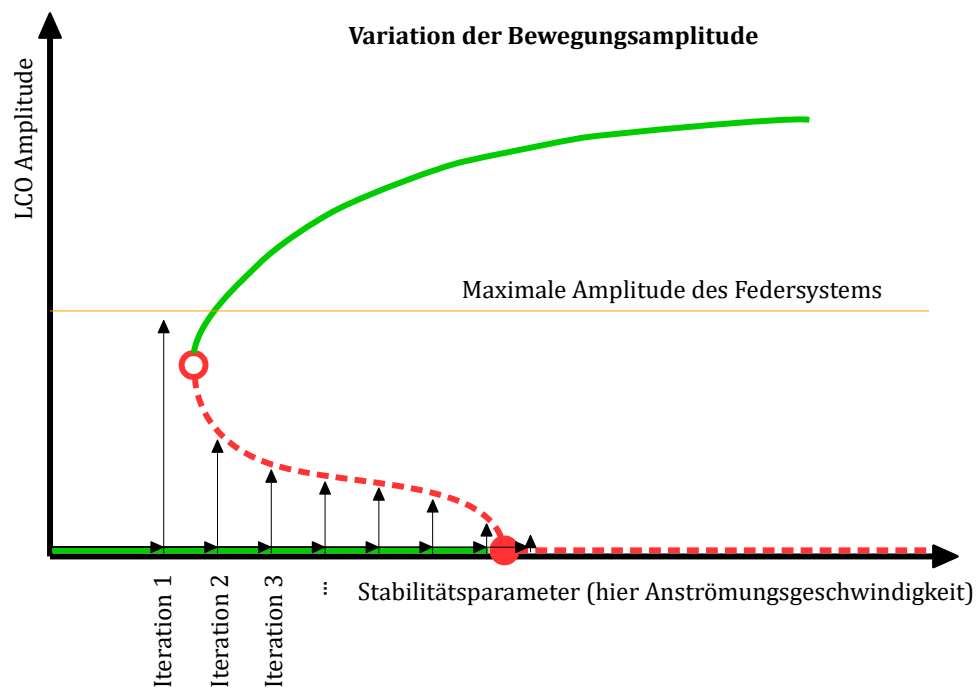


Abbildung 4.18.: Erfassung kritischer Systemübergänge durch Variation der Bewegungsamplitude.

Nachdem eine eingestellte Anströmungsgeschwindigkeit erreicht wurde, wird der Soll-Wert für die Schwingungsamplitude des Modells, wie in Abbildung 4.18 dargestellt, erhöht. Das Anregungssignal, welches für die Regelung verwendet wird, entspricht auch bei dieser Methode einem reinen Anregungssignal.

Wird ein kritischer Punkt über die Differenz von Ist- und Soll-Amplitude der Modellschwingung erfasst, wird das System gedämpft und die Kanalgeschwindigkeit verringert. Sobald sich das Modell in der Ruhelage befindet, kann die Kanalgeschwindigkeit wieder erhöht und die nächste Messiteration gestartet werden.

Die Ruhelage des Modells wird in der Regel erreicht, bevor der Kanal vollends heruntergefahren wurde. Daher weist diese Methode einen deutlichen Geschwindigkeitsvorteil gegenüber der Methode mit Variation des Stabilitätsparameters auf, bei welcher der Kanal nach jeder Iteration heruntergefahren werden muss.

Ein weiterer Vorteil dieser Methode liegt in der konstanten Systemdämpfung während der jeweiligen Messiterationen. Da sich die Kanalgeschwindigkeit im Laufe einer Iteration nicht ändert, kommt es auch zu keinen starken Änderungen der Systemdämpfung, so dass die kritischen Punkte zumeist genauer und vor allem deutlich kontrollierter erfasst werden können. Dies bedeutet, dass das Risiko eines unerwarteten, starken Flatterns bei dieser Methode geringer ist. Die konstante Kanalgeschwindigkeit ist außerdem der ausschlaggebende Punkt dafür, dass diese Methode auch im TWG eingesetzt werden soll. Im TWG gibt es keine Möglichkeit eine automatische Kanalsteuerung zu implementieren, daher stellt die Variation der Bewegungsamplitude die beste Möglichkeit zur Erfassung kritischer Punkte dar.

4.5.3. Automatisierte Auflösung der subkritischen Bifurkation

Um den gesamten Repeller einer subkritischen Bifurkation genau auflösen zu können, wurde eine Echtzeitroutine erstellt, welche sich weitestgehend am Prinzip der Variation der Bewegungsamplitude orientiert (siehe 4.5.2). Auch hierbei werden in mehreren Iterationen unterschiedliche Anströmungsgeschwindigkeiten eingestellt und anschließend eine Anregung der Schwingungsamplitude des Modells bis zu einem kritischen Punkt durchgeführt. Ein wesentlicher Unterschied besteht jedoch darin, dass die Soll-Amplitude des Modells in einer Iteration nicht kontinuierlich erhöht wird. Stattdessen findet eine solche Vergrößerung nur dann statt, wenn die Ist-Amplitude des Modells unter die Soll-Amplitude fällt. Da für die Regelung des Modells ein reines Anregungssignal mit Amplitudenmodulation entsprechend der automatischen Amplitudenregelung (siehe 4.3.2) verwendet wird, findet keine Anregung des Modells für eine Ist-Amplitude größer der Soll-Amplitude statt. Fällt die Modellamplitude ohne Anregung unter die Soll-Amplitude, so wird diese weiter erhöht. Steigt die Modellamplitude jedoch auch ohne eine Anregung über einen empirischen Schwellwert von 0,3 mm an, so wird die eingestellte Soll-Amplitude beziehungsweise die Amplitude des Modells zum Zeitpunkt der letzten Anregung als kritischer Punkt betrachtet.

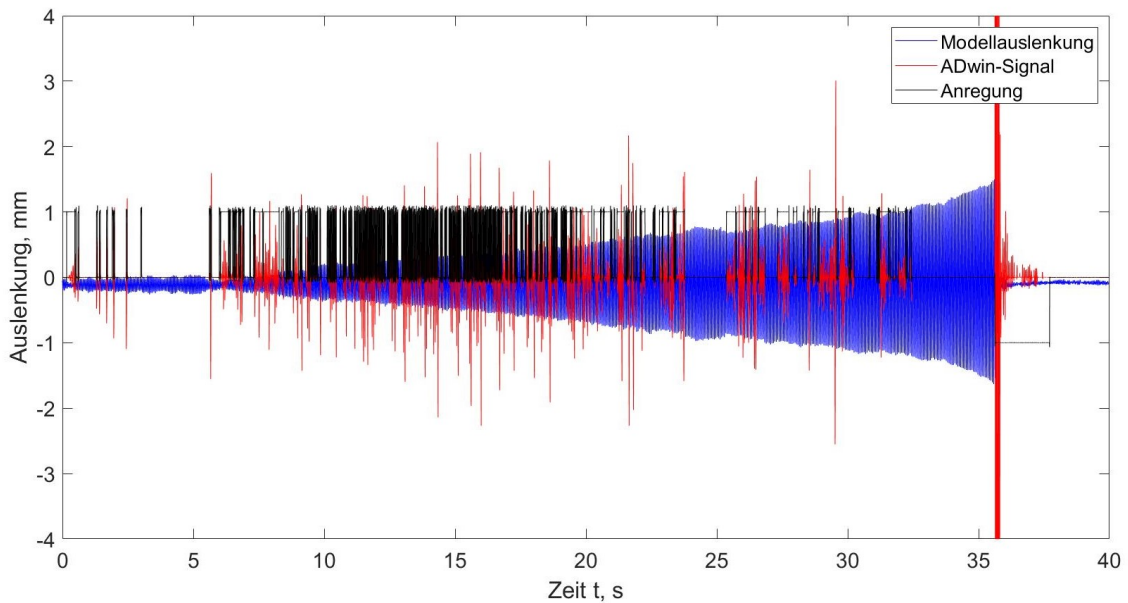


Abbildung 4.19.: Auflösung eines kritischen Systemüberganges.

In Abbildung 4.19 ist die beispielhafte Auflösung eines solchen kritischen Punktes bei einer festen Anströmungsgeschwindigkeit von $32 \frac{m}{s}$ (diese entspricht einer Kanalspannung von 6,4 V) zu erkennen. Der Mittelwert der Schlagbewegung des Modells, welche in Blau dargestellt ist, befindet sich unterhalb der Nulllinie, da es durch die Anströmung zu einer statischen Auslenkung des Modells kommt. Das ADwin-Signal ist in Rot und der Faktor *anregung* für das ADwin-Signal in Schwarz dargestellt.

Aus der Grafik geht hervor, dass die Anregung nur die Werte 0 und 1 annimmt. Bei einem Anregungswert von 1 wird die Modellschwingung mit der entsprechenden Amplitude des ADwin-Signals angeregt. Erst nachdem der Schwellwert von 0,3 mm überschritten wurde, wird der Anregungswert auf -1 gesetzt und die Amplitude gedämpft. Eine genaue Analyse des Signals ergibt, dass nach 32,44s die letzte Anregung stattfindet. An dieser Stelle hat das Modell unter Berücksichtigung der statischen Auslenkung eine Schwingungsamplitude von 1,13 mm, welche anschließend ohne zusätzliche Anregung kontinuierlich ansteigt. Somit befindet sich bei einer Modellamplitude von 1,13 mm vermutlich ein kritischer Systemübergang. Um einen solchen kritischen Punkt zu verifizieren, wird bei gleicher Kanalgeschwindigkeit erneut eine Vergrößerung der Soll-Amplitude durchgeführt. Hierbei wird allerdings nicht mit einem Soll-Wert von Null, sondern mit einem Wert knapp unterhalb der Amplitude des vermuteten kritischen Punktes gestartet. Außerdem wird die Soll-Amplitude A_{soll} in kleineren Schritten erhöht und der Verstärkungsfaktor v für das Anregungssignal

verringert. Statt einer Anregung mit dem Verstärkungsfaktor von

$$v = (U_{kanal} + 1) \cdot 0,025 \cdot (A_{ist} - A_{soll})^2 \quad (4.28)$$

wird der Faktor nun nach

$$v = 0,01 \cdot (A_{ist} - A_{soll})^2 \quad (4.29)$$

gewählt. Dies sorgt für eine noch präzisere Regelung der Modellamplitude (siehe Abbildung 4.20) und eine sehr genaue Auflösung der kritischen Systemübergänge.

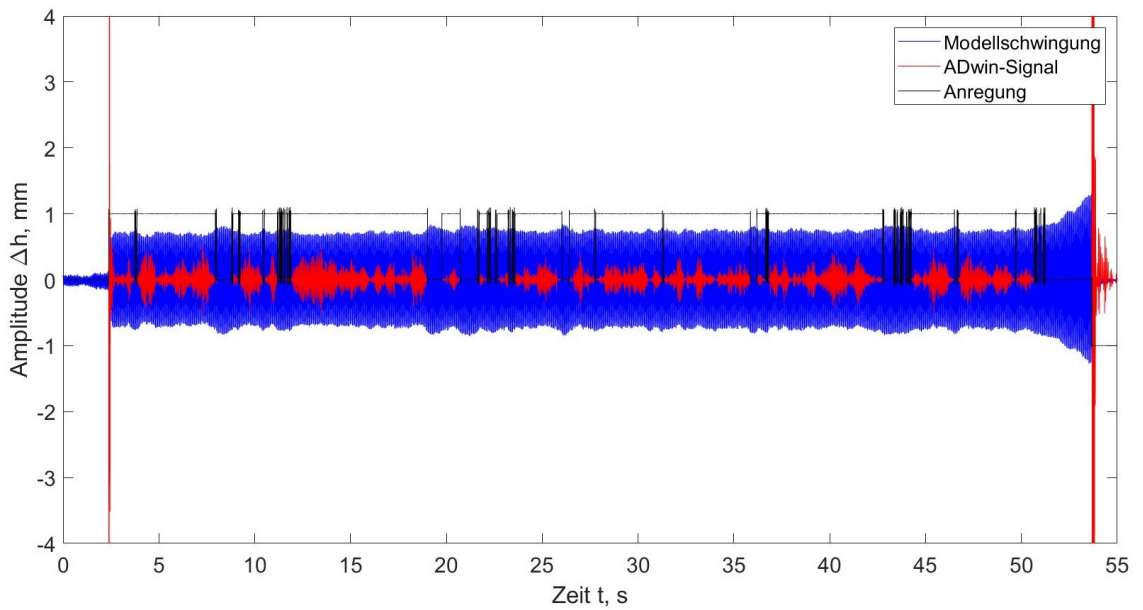


Abbildung 4.20.: Verifizierung eines kritischen Systemüberganges.

Die Verifizierung des kritischen Punktes ist in Abbildung 4.20 dargestellt. Hierbei sind die deutlich geringeren und gleichmäßigeren Anregungsamplituden im Vergleich zu Abbildung 4.19 zu erkennen. Die Analyse des Signals ergibt, dass die letzte Anregung bei einer Schlagamplitude von 0,83 mm durchgeführt wurde. Der kritische Systemübergang liegt somit bei $(32 \frac{m}{s} | 0,83 \text{ mm})$.

Die Ausführung der gesamten Echtzeitroutine mit einer gewünschten Anzahl von Iterationen sowie einer einstellbaren Schrittweite für die Kanalgeschwindigkeiten führt somit zur genauen Auflösung des Repellers einer subkritischen Bifurkation (siehe Kapitel 5).

5. Auflösung einer subkritischen Bifurkation

Für die Auflösung der subkritischen Bifurkation soll zunächst der Repeller erfasst werden. Hierzu erfolgt mit Hilfe der in 4.5.3 beschriebene Software die Auflösung von kritischen Systemübergängen (siehe 5.1). Anschließend soll der Repeller durch die kritischen Punkte modelliert werden und eine beispielhafte manuelle Überprüfung der erfassten Punkte erfolgen (siehe 5.1.1). Um die Auflösung der subkritischen Bifurkation zu vervollständigen, soll zudem eine manuelle Auflösung des oberen Attraktors erfolgen (siehe 5.2).

5.1. Erfassung kritischer Punkte

Die Erfassung der kritischen Systemübergänge zur Auflösung des Repellers erfolgt über die Durchführung von insgesamt zehn Iterationen der in 4.5.3 beschriebenen Echtzeitroutine. Der Startwert für die Kanalspannung beträgt hierbei 5,50 V und erhöht sich mit jeder Iteration um 0,05 V. Der erste kritische Systemübergang konnte durch die Software bei einer Kanalspannung von 5,5 V beziehungsweise einer Anströmungsgeschwindigkeit von $27,6 \frac{m}{s}$ detektiert werden. Eine genaue Analyse des Messvorganges für diesen kritischen Punkt findet sich in der folgenden Abbildung 5.1. Die Abbildung ist in drei Teile gegliedert, um eine genaue Betrachtung der aufgezeichneten Signale im Bereich des kritischen Systemüberganges zu gewährleisten.

Wie im ersten Teil der Grafik von Abbildung 5.1 zu erkennen ist, wird der kritische Punkt zunächst durch die grobe Durchführung der Echtzeitroutine (siehe 4.5.3) lokalisiert. Anschließend folgt nach einer vollständigen Dämpfung des Schwingungssignals eine erneute Anregung auf eine Amplitude unterhalb des vermuteten kritischen Systemüberganges. Eine langsame Erhöhung dieser Amplitude führt schließlich zu einer selbsterregten Schwingung, welche sich ohne weitere Anregung vergrößert, wie im zweiten Teil der Grafik zu erkennen ist.

5.1. Erfassung kritischer Punkte

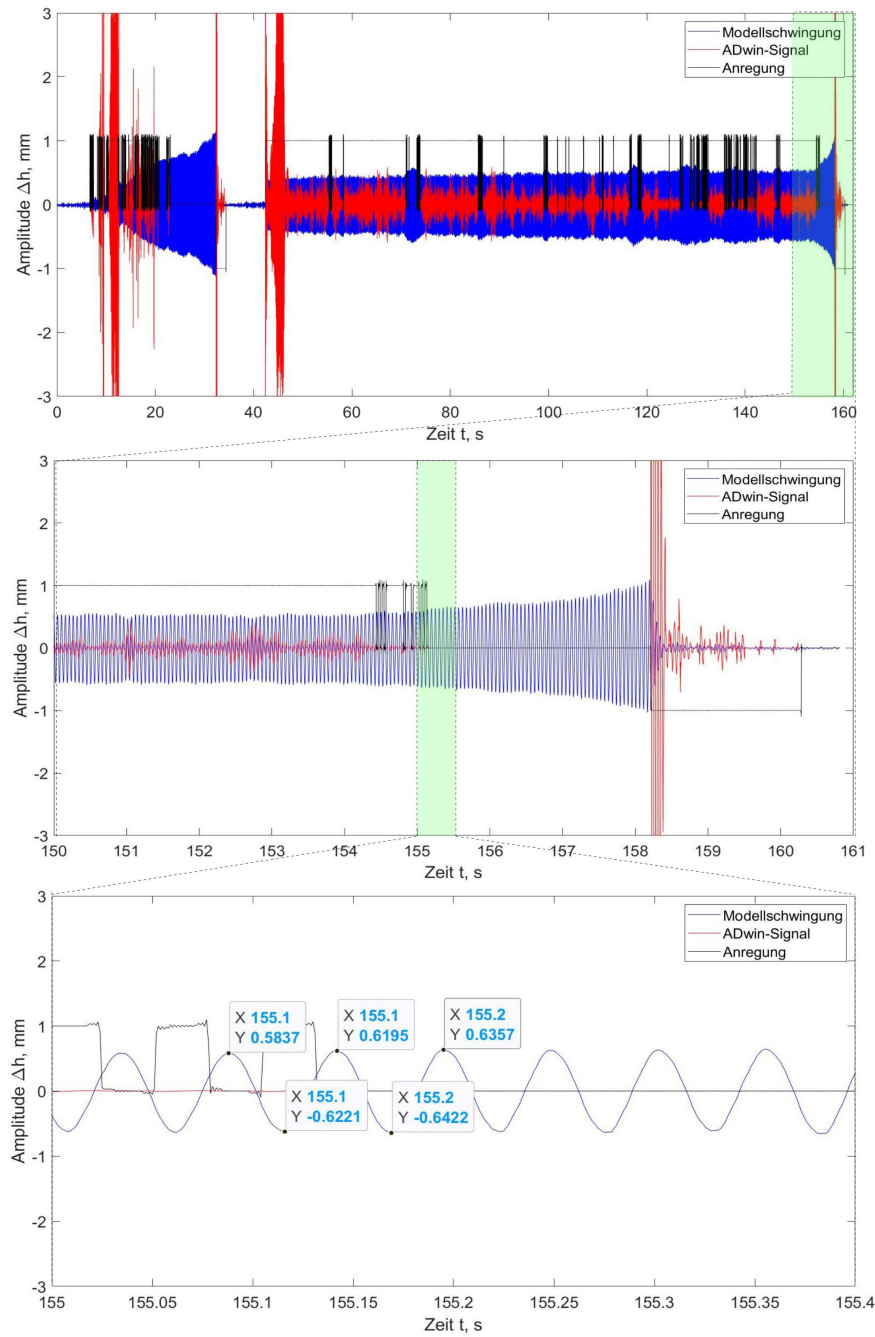


Abbildung 5.1.: Genaue Analyse der Erfassung des kritischen Punktes bei $27,6 \frac{m}{s}$.

5.1. Erfassung kritischer Punkte

Die genaue Auflösung der letzten angeregten Schwingungsamplituden ergibt, dass die letzte Anregung bei einer Amplitude von $-0,6221$ mm beziehungsweise $0,6195$ mm stattfindet. Somit liegt der kritische Systemübergang bei $(27,6 \frac{m}{s} \mid 0,62 \text{ mm})$. Die Durchführung aller zehn Iterationen der Echtzeitroutine ergab die folgenden kritischen Punkte:

Kanalspannung U_{kanal} (V)	Anströmungsgeschwindigkeit u_{∞} ($\frac{m}{s}$)	Schwingungsamplitude h (mm)
5,50	27,4	/
5,55	27,6	0,62
5,60	27,8	0,47
5,65	28,0	0,33
5,70	28,2	0,22
5,75	28,5	0,15
5,80	28,7	0,09
5,85	29,0	0,07
5,90	29,4	0,06
5,95	29,9	0,00

Tabelle 1.: Erfasste kritische Systemübergänge.

Wie in Tabelle 1 zu erkennen ist, konnte bei einer Anströmungsgeschwindigkeit von $27,4 \frac{m}{s}$ noch kein kritischer Systemübergang gefunden werden. Anschließend wurden insgesamt acht kritische Amplitudenwerte ermittelt. Bei einer Kanalgeschwindigkeit von $29,9 \frac{m}{s}$ kam es schließlich auch ohne Anregung zu einem Anstieg der Modellamplitude, da der Bifurkationspunkt überschritten wurde. Die aufgezeichnete Detektion, der in Tabelle 1 dargestellten Grenzamplituden, ist jeweils im Anhang dieser Arbeit dargestellt.

5.1.1. Überprüfung der kritischen Punkte

Um die kritischen Systemübergänge, welche durch die Software aufgelöst wurden, zu verifizieren, wurde eine manuelle Anregung der Modellamplitude bei unterschiedlichen Anströmungsgeschwindigkeiten durchgeführt. Hierzu wurde der in 3.3.3.3 beschriebene Schalter verwendet.

Wie in Abbildung 5.2 an dem roten Anregungssignal des ADwin-Systems zu erkennen ist, wird mehrfach eine kurzzeitige Anregung der in Blau dargestellten Schlagschwingung des Modells durchgeführt. Eine automatische Verringerung der

5.1. Erfassung kritischer Punkte

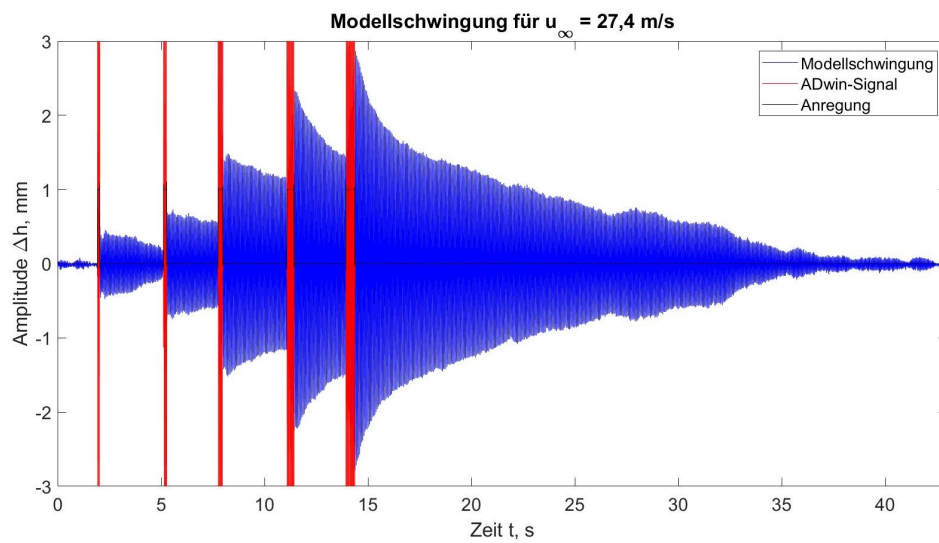


Abbildung 5.2.: Manuelle Suche eines kritischen Systemüberganges bei $27,4 \frac{\text{m}}{\text{s}}$.

Schwingungsamplitude des Modells bedeutet, dass keine kritische Amplitude überschritten wurde, da es andernfalls zu einem Anstieg der Amplitude bis auf den oberen Attraktor (siehe 3.1.2) kommen würde. Da das Modell auch nach einer Anregung der Modellamplitude auf einen Wert von 2,8 mm in seine Ruhelage zurückkehrt (siehe Abbildung 5.2), befindet sich bei einer Anströmungsgeschwindigkeit von $27,4 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ tatsächlich kein messbarer kritischer Systemübergang.

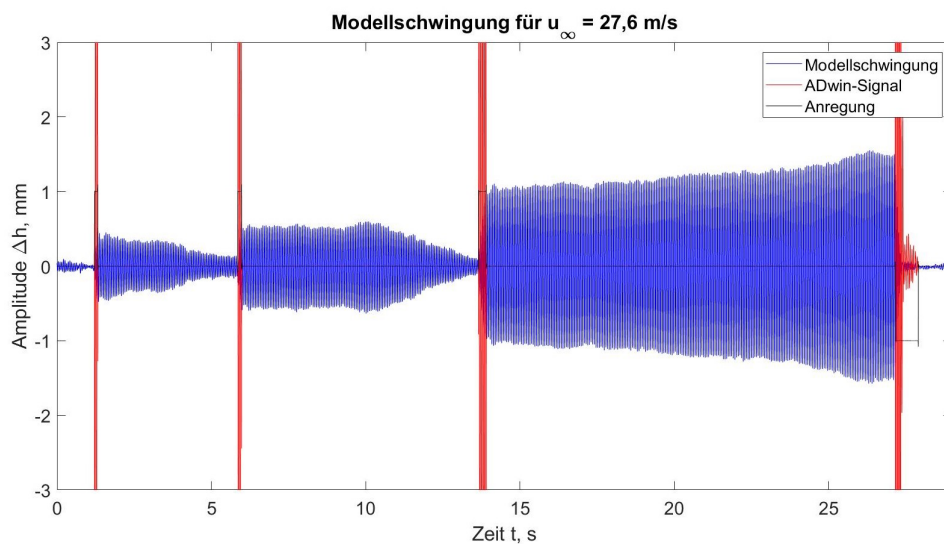


Abbildung 5.3.: Manuelle Überprüfung eines kritischen Systemüberganges.

5.2. Erfassung des stabilen Astes

Bei der Überprüfung des kritischen Systemüberganges für eine Anströmungsgeschwindigkeit von $27,6 \frac{m}{s}$, welche in Abbildung 5.3 dargestellt ist, kam es bei einer Anregung auf 0,59 mm noch zu einem langsamen Abklingen der Schwingung. Eine Anregung auf 0,97 mm führte jedoch zu einem kontinuierlichen Anstieg der Amplitude, so dass sich der durch die Software erfasste kritische Punkt zwischen diesen beiden Werten befinden sollte. Da die ermittelte kritische Amplitude für diese Kanalgeschwindigkeit bei 0,62 mm liegt (siehe Tabelle 1), ist dies eine erneute Bestätigung für die korrekte Arbeit der Software.

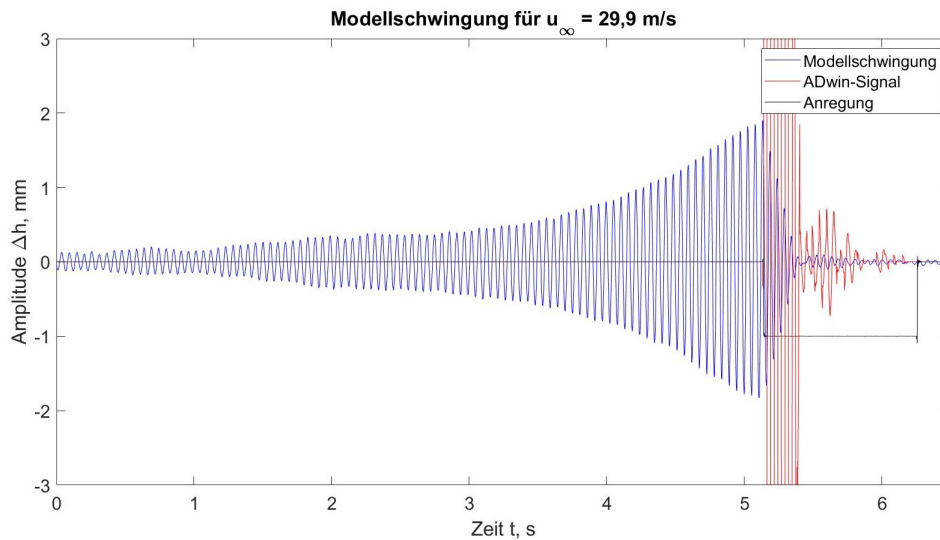


Abbildung 5.4.: Manuelle Überprüfung des Bifurkationspunktes.

Das Einstellen einer Anströmungsgeschwindigkeit von $29,9 \frac{m}{s}$ führte sofort zum Auftreten einer selbsterregten Schwingung, wie in Abbildung 5.4 dargestellt ist. Somit bestätigt die manuelle Überprüfung den durch die Echtzeitroutine ermittelten Bifurkationspunkt.

5.2. Erfassung des stabilen Astes

Um den oberen Attraktor der subkritischen Bifurkation aufzulösen, wurden alle LCO-Amplituden des Systems unterhalb von 2 mm ermittelt. Hierzu wurde das Modell bei verschiedenen Kanalgeschwindigkeiten über die kritische Grenzamplitude des Repellers angeregt. Anschließend konnte der Amplitudenanstieg beobachtet werden, bis hin zur Stabilisierung auf dem oberen Attraktor.

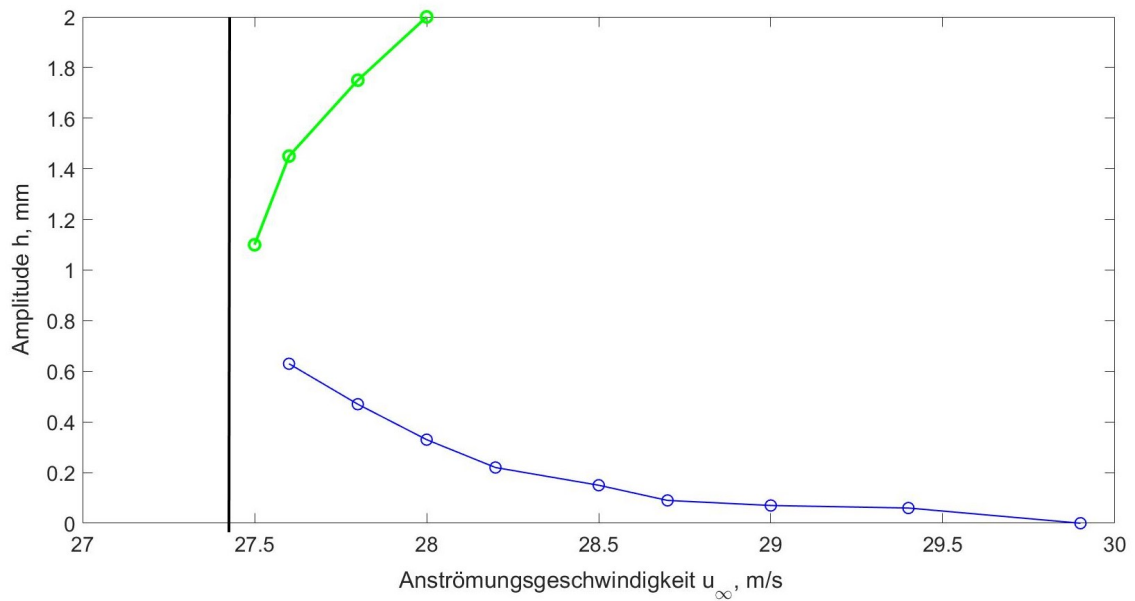


Abbildung 5.5.: Modellierung der subkritischen Bifurkation.

In Abbildung 5.5 ist die subkritische Bifurkation modelliert, welche in dieser Arbeit untersucht wurde. Die Amplituden der kritischen Systemübergänge, welche durch die Software erfasst wurden, sind in Blau dargestellt und die manuell ermittelten LCO-Amplituden in Grün. Der vertikale schwarze Balken markiert den Startwert der Kanalgeschwindigkeit für die durchgeführte Messung.

6. Fazit und Ausblick

Die stark überarbeitete und mit neuen Prozessen und Komponenten erweiterte Software zur Flutterregelung ermöglicht nun eine präzise Erfassung der Modellfrequenz sowie eine sehr genaue Anregung und Dämpfung der Schwingungsamplitude des Modells. Durch die Remote-Windkanal-Steuerung wird eine genaue Kontrolle der Anströmungsgeschwindigkeit realisiert. Die Echtzeitroutinen für die Variation des Stabilitätsparameters (siehe 4.5.1) beziehungsweise der Bewegungsamplitude (siehe 4.5.2) bieten zwei unterschiedliche Möglichkeiten zur groben Erfassung kritischer Systemübergänge. Die dritte Echtzeitroutine, welche im Laufe dieser Arbeit erstellt wurde (siehe 4.5.3), ermöglicht die exakte Ermittlung der kritischen Grenzamplituden einer subkritischen Bifurkation und somit erstmalig eine Möglichkeit zur vollständigen Auflösung des Repellers. Die Durchführung der Echtzeitroutine, die in Kapitel 5 beschrieben ist, führte zur Ermittlung mehrerer kritischer Grenzamplituden für ein System.

In Zukunft wird die vorhandene Echtzeitroutine für die Variation der Bewegungsamplitude erweitert und angepasst, um anschließend im TWG verwendet werden zu können. Die Anpassungen sind vor allem nötig, da der TWG keine Möglichkeit zur Implementierung einer automatischen Steuerung der Anströmungsgeschwindigkeit bietet. Somit beinhalten die Erweiterungen vor allem das manuelle Starten einer neuen Messiteration, sobald die Kanalgeschwindigkeit angepasst wurde. Durch die Verwendung der Echtzeitroutinen im TWG steht der Abteilung nun erstmalig eine Möglichkeit zur sicheren, zeiteffizienten und vor allem genauen Auflösung von subkritischen Bifurkationen bei verschiedenen Windkanalmodellen und Systemkonfigurationen zur Verfügung.

Neben der Anwendung im TWG ist eine Erweiterung für die Steuerung der Modellbewegung geplant. Die aktuelle Regelung umfasst hauptsächlich die Kontrolle der Schlagbewegung des Modells durch die elektrodynamischen Erreger. Durch die Verwendung von Elektromagneten unterhalb des Zielbalkens an der Modellachse soll zusätzlich eine direkte Anregung und Dämpfung der Torsionsschwingung des Modells möglich werden. Der kombinierte Einsatz von Regelungsmechanismen für Schlag- und Torsionsbewegung bietet eine reichliche Anzahl von neuen Möglichkeiten für die Erfassung von kritischen Systemübergängen (z.B. Vergrößerung der Schlagamplitude h bei konstanter Torsionsschwingung α).

A. Erfassung der Grenzamplituden

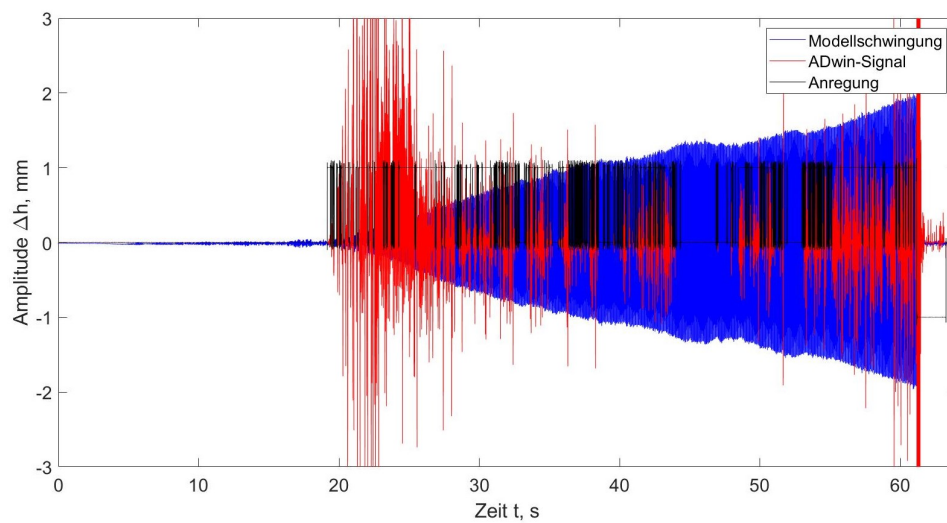


Abbildung A.1.: Versuchte Erfassung eines kritischen Systemüberganges bei $27,4 \frac{m}{s}$.

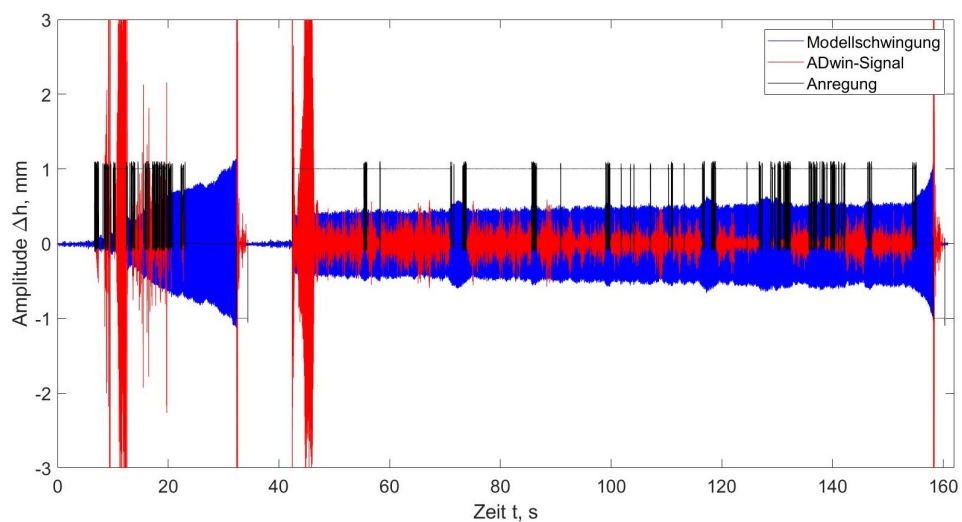


Abbildung A.2.: Erfassung eines kritischen Systemüberganges bei $(27,6 \frac{m}{s} \mid 0,63 \text{ mm})$.

A. Erfassung der Grenzamplituden

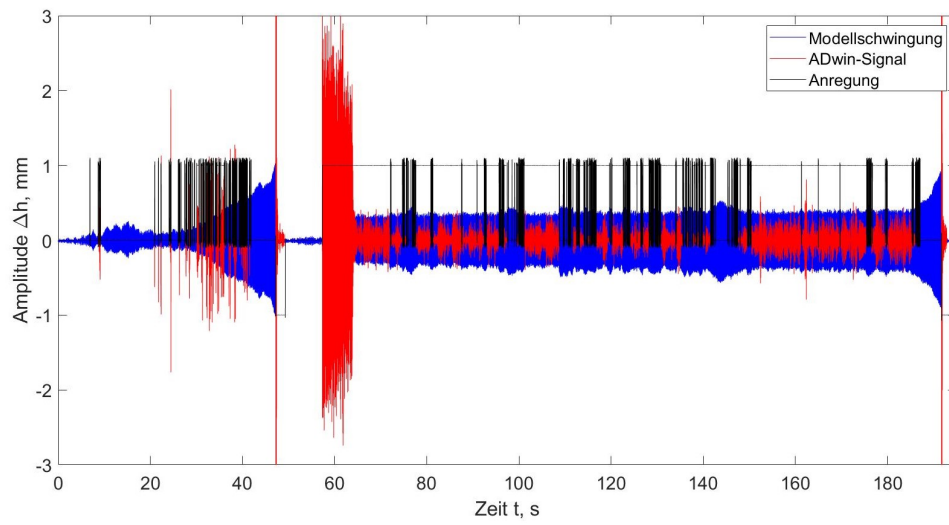


Abbildung A.3.: Erfassung eines kritischen Systemüberganges bei $(27,8 \frac{m}{s} \mid 0,47 \text{ mm})$.

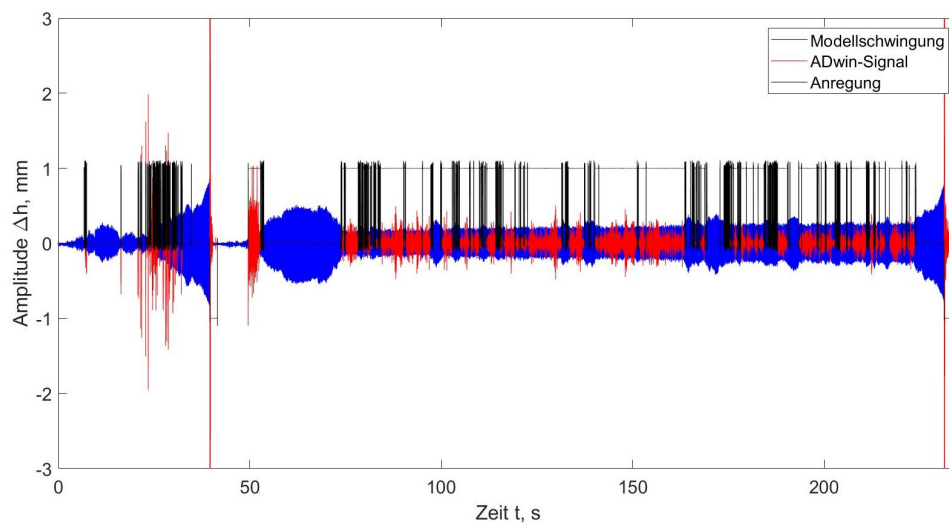


Abbildung A.4.: Erfassung eines kritischen Systemüberganges bei $(28,0 \frac{m}{s} \mid 0,33 \text{ mm})$.

A. Erfassung der Grenzamplituden

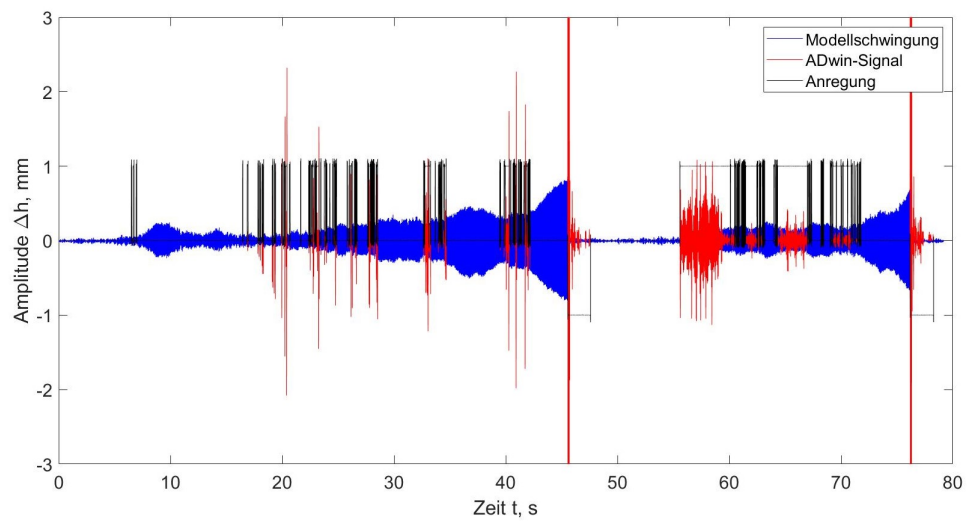


Abbildung A.5.: Erfassung eines kritischen Systemüberganges bei $(28, 2 \frac{m}{s} \mid 0, 22 \text{ mm})$.

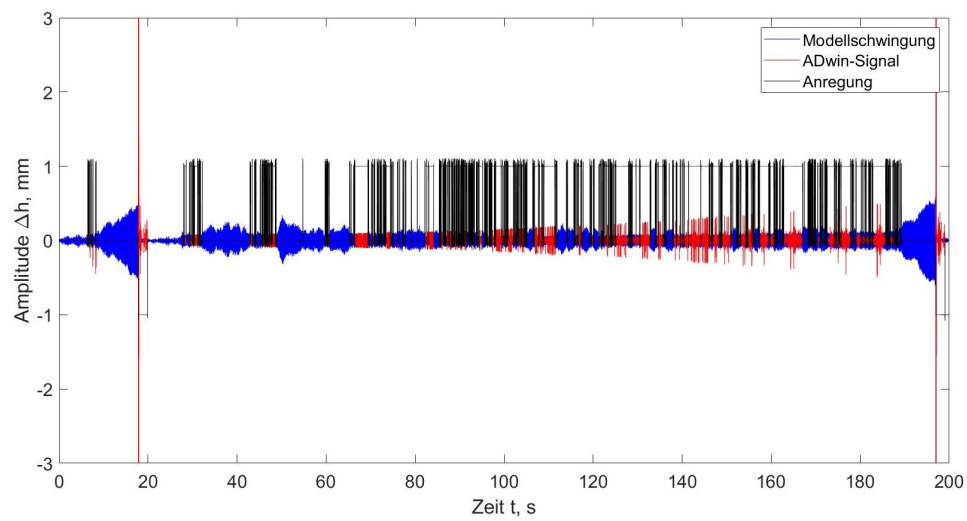


Abbildung A.6.: Erfassung eines kritischen Systemüberganges bei $(28, 5 \frac{m}{s} \mid 0, 15 \text{ mm})$.

A. Erfassung der Grenzamplituden

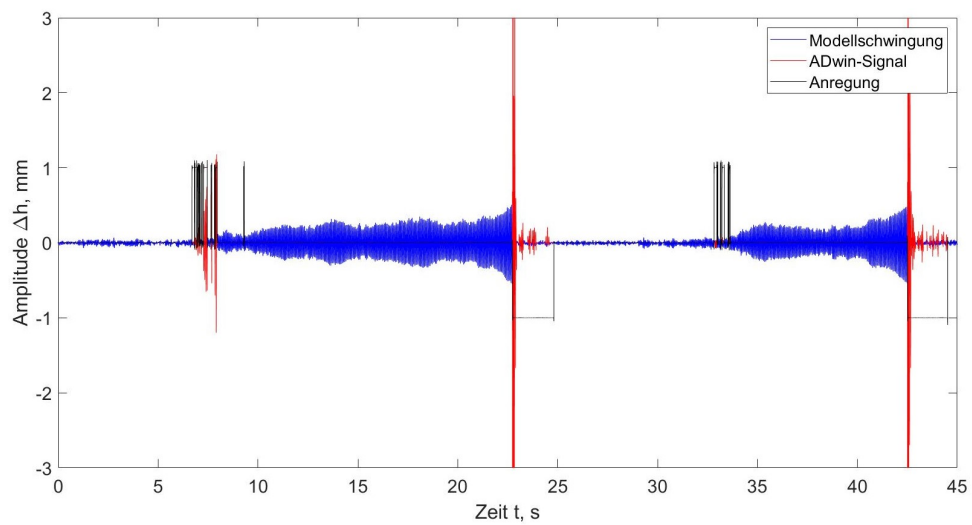


Abbildung A.7.: Erfassung eines kritischen Systemüberganges bei $(28,7 \frac{m}{s} \mid 0,09 \text{ mm})$.

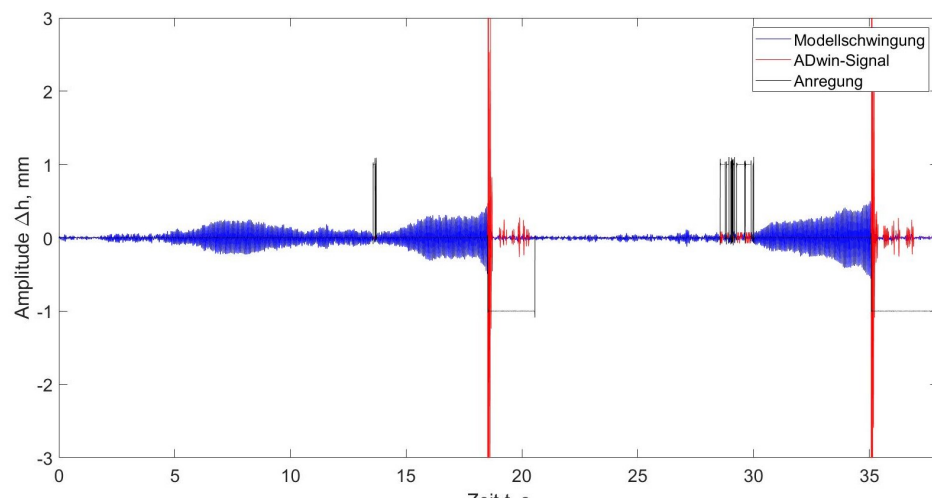


Abbildung A.8.: Erfassung eines kritischen Systemüberganges bei $(29,0 \frac{m}{s} \mid 0,07 \text{ mm})$.

A. Erfassung der Grenzamplituden

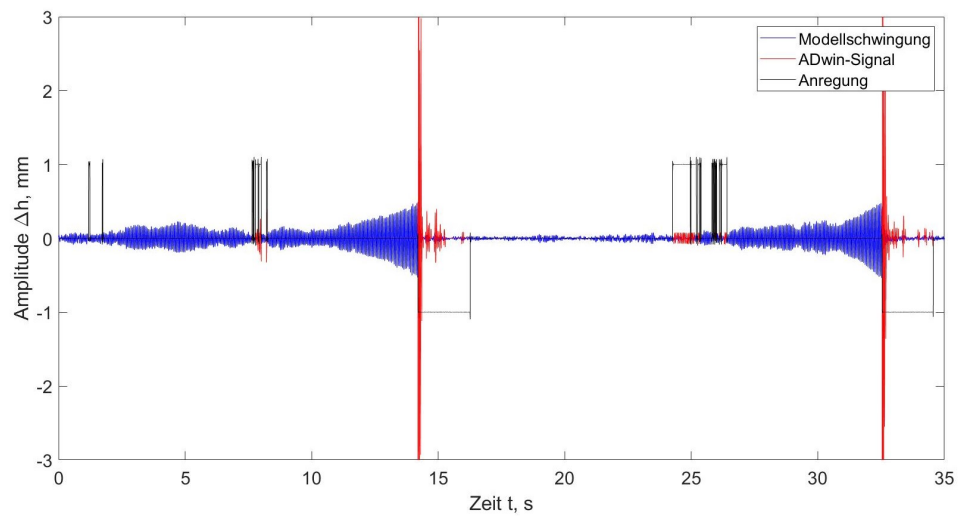


Abbildung A.9.: Erfassung eines kritischen Systemüberganges bei $(29,4 \frac{m}{s} \mid 0,06 \text{ mm})$.

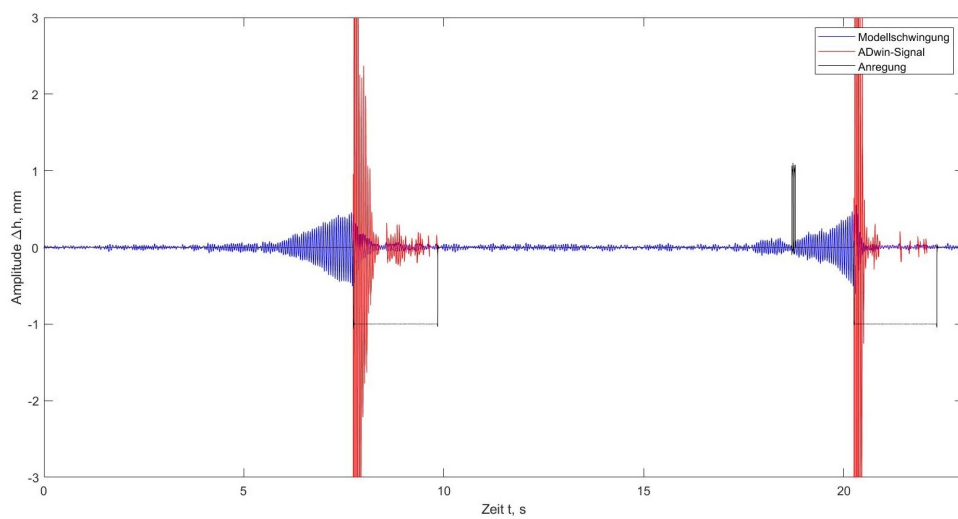


Abbildung A.10.: Erfassung eines kritischen Systemüberganges bei $(29,9 \frac{m}{s} \mid 0,00 \text{ mm})$.

Literatur

- [1] Annika Frede : *Untersuchung von nichtlinearen aeroelastischen Flutterphänomenen bei kleinen Reynoldszahlen unter subkritischer Anströmung (2017)*. Bachelorarbeit. Georg-August-Universität Göttingen.
- [2] DEWETRON : *Data Acquisition Solutions (2008)*.
- [3] DLR : *Institut für Aeroelastik*. Einsichtnahme: 19.08.20. URL: <https://www.dlr.de/content/de/institutspraesentation/institut-fuer-aeroelastik.html>.
- [4] E. H. Dowel : *A Modern Course In Aeroelasticity (1995)*. Kluwer Academic Publisher, Dordrecht. DOI: <https://doi.org/10.1007/978-94-015-7858-5>.
- [5] G. Dietz; G. Schewe; H. Mai : *Amplification and amplitude limitation of heave/pitch limit-cycle oscillations close to the transonic dip (2006)*. Journal of Fluids und Structures, 22(4), 505-527. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2006.01.004>.
- [6] H. Matsushita; T. Miyata; L. E. Christiansen; T. Lehn-Schioler; E. Mosekilde : *On the nonlinear dynamics approach of modeling the bifurcation for transonic limit cycle flutter (2002)*. In: 23rd International Congress of Aeronautical Sciences, ICAS, 8-13 September, Toronto, Canada.
- [7] H. W. Försching : *Grundlagen der Aeroelastik (1974)*. Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg. DOI: <https://doi.org/10.1007/978-3-642-48285-4>.
- [8] Jäger Computergesteuerte Messtechnik GmbH : *ADbasic (2017). Echtzeit-Entwicklungstool für ADwin-Systeme*.
- [9] Jäger Computergesteuerte Messtechnik GmbH : *ADwin (2007). Einfach mehr Echtzeit*.
- [10] Jäger Computergesteuerte Messtechnik GmbH : *ADwin-Gold-USB/-ENET (2003). Handbuch*.
- [11] K. A. Kousen; O. O. Bendiksen : *Nonlinear aspects of the transonic aeroelastic stability problem (1988)*. In: 29th AIAA Structures, Structural Dynamics und Materials Conference, 18-20 April, Williamsburg, VA, USA. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1988-2306>.

- [12] M. Braune; A. Hebler : *Hysteretic response of a laminar airfoil undergoing single degree of freedom limit cycle oscillations in transonic flow (2019)*. In: International Forum on Aeroelasticity und Structural Dynamics (IFASD), 9-13 June, Savannah, GA, USA.
- [13] Marc Braune : *Untersuchung des Pfeilungseinflusses auf aeroelastische Instabilitäten bei kleinen Reynoldszahlen (2016)*. Masterarbeit. Georg-August-Universität Göttingen.
- [14] O. O. Bendiksen : *Role of shock dynamics in transonic flutter (1992)*. In: AIAA Dynamics Specialists Conference, 16-17 April, Dallas, TX, USA. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1992-2121>.